САМОЛЕТОСТРОЕНИЕ В СССР

(1917 — 1945)

Книга II

1994

Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н. Е. Жуковского

Научно-мемориальный музей
Н. Е. Жуковского

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
им. проф. Н. Е. ЖУКОВСКОГО

НАУЧНО-МЕМОРИАЛЬНЫЙ МУЗЕЙ
Н. Е. ЖУКОВСКОГО

САМОЛЕТОСТРОЕНИЕ В СССР 1917 — 1945 гг.

В ДВУХ КНИГАХ

ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ ЦАГИ
1994

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
им. проф. Н. Е. Жуковского

НАУЧНО-МЕМОРИАЛЬНЫЙ МУЗЕЙ
Н. Е. ЖУКОВСКОГО

САМОЛЕТОСТРОЕНИЕ В СССР 1917 — 1945 гг.

КНИГА II

ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ ЦАГИ
1994

В первой книге монографии «Самолетостроение в СССР. 1917 — 1945 гг.» приведены материалы к истории отечественного самолетостроения периода 1917 — 1939 гг. Вторая книга объединяет главы, посвященные развитию советского самолетостроения в период второй мировой войны (1939 — 1945 гг.) и обзору боевых самолетов союзников. В ней анализируются также некоторые общие аспекты развития авиационной науки и самолетостроения на базе поршневых двигателей и освещаются первые практические работы советских авиаконструкторов в области реактивной авиации.

Монография издана благодаря спонсорской помощи Департамента авиационной промышленности Министерства промышленности РСФСР.

Главный редактор академик Г. С. БЮШГЕНС

Редакционная коллегия:

генерал-лейтенант А. И. АЮПОВ, доктор технических наук А. М. БАТКОВ, академик Р. А. БЕЛЯКОВ, В. Н. БЫЧКОВ, доктор технических наук Р. В. САКАЧ.

Редактор-составитель К. Ю. КОСМИНКОВ
Научный редактор Г. С. БЮШГЕНС

Цветные иллюстрации — Д. В. ГРИНЮК

Авторы книги II:

Главы 1 — 4 — К. Ю. КОСМИНКОВ
Глава 5 — Н. В. ГРИГОРЬЕВ
Глава 6 — Г. В. КОСТЫРЧЕНКО
Глава 7 — К. Ю. КОСМИНКОВ
Глава 8 — Г. С. БЮШГЕНС, А. И. МАКАРЕВСКИЙ, А. Д. МИРОНОВ, А. Т. ТУМАНОВ и др.
Глава 9 — В. В. ЛАЗАРЕВ
Глава 10 — Р. Д. ИРОДОВ
Глава 11 — Ю. А. ЕГОРОВ
Указатель — Ю. В. ЗАСЫПКИН

© ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ имени проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ), 1994

ПРЕДИСЛОВИЕ

За первые два десятилетия советской власти были созданы современные по тому времени авиапромышленность, научно-исследовательская база и сеть конструкторских бюро.

Успехи советской авиации во многом определялись высоким качеством опытного самолетостроения, которое наиболее успешно развивалось в первой половине 30-х годов, когда в производство был передан ряд выдающихся для своего времени образцов боевых самолетов. Затем начался спад, который достиг апогея к концу 30-х годов. Можно сказать, что в 1938 — 1939 гг. советское опытное самолетостроение оказалось в ситуации, близкой к кризисной. Именно в это время отчетливо проявилось отставание отечественной военной авиации от авиации ряда развитых стран. Если, например, в Англии, Германии и США шло внедрение в производство новых скоростных самолетов, способных решать боевые задачи на качественно новом техническом уровне, то в СССР на вооружении оставались самолеты, в большинстве своем созданные еще в 1933 — 1934 гг. и уже не имевшие резервов для дальнейшего развития. Необходимость создания новых самолетов для срочного перевооружения советских ВВС была очевидна не только для авиационных специалистов, но и для руководства страны. Сложность момента заключалась в том, что новые самолеты за небольшим исключением к 1939 г. еще не были разработаны и испытаны. Наиболее остро отставание ощущалось в истребителях и скоростных пикирующих бомбардировщиках, т. е. в самолетах фронтовой авиации. Отставание оказалось в какой-то степени неожиданным, поскольку свежи были в памяти бесспорные успехи советской авиации. Каскад мировых рекордов и ряд выдающихся перелетов советских летчиков, казалось бы, свидетельствовали о полном благополучии и в области военной авиации. Действительно, в середине 30-х годов советские ВВС располагали превосходной боевой техникой: вне конкуренции были маневренные и скоростные истребители Н. Н. Поликарпова И-15 и И-16, скоростные и тяжелые бомбардировщики А. Н. Туполева СБ и ТБ-3. Однако в дальнейшем вследствие целого комплекса причин, от чисто технических до политических, темпы развития опытного самолетостроения стали замедляться.

Одна из причин, сдерживавших развитие самолетостроения, заключалась в отставании отечественного моторостроения. Оно определялось тем, что более мощные моторы требовали лучших материалов, более совершенных средств испытания и более высокого уровня подготовки производства как в технологическом, так и в организационном плане. В середине 30-х годов СССР еще не располагал достаточными условиями для быстрого развития моторостроения. Новые типы мощных моторов, на базе которых развивалось советское моторостроение в период Великой Отечественной войны, в большинстве своем появились

только в 1939 — 1940 гг. В середине 30-х годов высокий технический уровень советского моторостроения во многом обеспечивался закупкой лицензий на производство лучших образцов иностранных двигателей и их дальнейшей модернизацией, однако к концу 30-х годов такой широко распространенный во всем мире путь развития стал невозможен из-за резко обострившейся международной обстановки. Помимо этого, разработка новых скоростных самолетов стала уже немыслима без большого объема предварительных научных исследований. Ведущий в стране авиационный научно-исследовательский центр — ЦАГИ, созданный еще в 1918 г., уже не мог в необходимом объеме обеспечить конструкторов экспериментальными данными. Новый ЦАГИ с его уникальными аэродинамическими трубами и стендами прочности еще только строился. Поэтому во второй половине 30-х годов практика нередко опережала теорию и экспериментальное моделирование, что не могло не сказаться на продуктивности опытного самолетостроения.

Говоря о проблемах советского самолетостроения второй половины 30-х годов, нельзя не отметить и тот вред, который нанесли авиапромышленности необоснованные репрессии, особенно в 1937 — 1938 гг. Эти репрессии лишали отрасль лучших кадров, создавали атмосферу неуверенности и дезорганизовывали работу. Все это пагубно сказывалось в первую очередь на опытно-конструкторских работах, являвшихся основой развития самолетостроения.

Чтобы в кратчайший срок преодолеть отставание, необходим был одновременный рывок вперед во многих областях самолетостроения, быстрый выход на качественно новый уровень развития техники. Для этого требовались срочные и энергичные меры. Для обсуждения сложившейся ситуации и выработки соответствующих решений в первой половине 1939 г. ЦК ВКП(б) и советское правительство провели два совещания с участием руководителей ведущих авиационных конструкторских бюро и научных институтов, работников НИИ ВВС, летчиков-испытателей. В итоге совещаний были намечены конкретные меры для скорейшей ликвидации отставания. К самостоятельным работам по созданию нового поколения советских самолетов привлекалось большое число конструкторских коллективов, в том числе и вновь образованных, чтобы как можно быстрее запустить в массовое производство лучшие образцы техники.

Еще раньше, в конце 1938 г., в системе НКВД под одной крышей образовали несколько новых конструкторских бюро, по существу бригад, в которых работали арестованные и уцелевшие в ходе репрессий конструкторы, в том числе А. Н. Туполев, В. М. Петляков, В. М. Мясищев, Б. С. Стечкин, С. П. Королев, Д. Л. Томашевич, И. Г. Неман.

В 1939 г. военными авиационными специалистами на основании практического использования авиации в боях и прогнозов о характере будущей войны были в основном определены главные направления развития авиационной техники и сформулированы основные тактико-технические требования к новым самолетам. В соответствии с этими требованиями боевые самолеты нового поколения должны были иметь высокую максимальную скорость, а большинство из них еще и большую высотность.

Конечно, решение поставленных задач начиналось не с нуля. Работы, проводившиеся в период 1935 — 1939 гг., хоть и не дали ожидаемых результатов, но являлись необходимым этапом прогресса, этапом поиска, формирования и отбора технических средств. Эти работы стали как бы отправной точкой дальнейшего развития самолетостроения.

Опытные работы по созданию нового поколения советских самолетов носили в 1939 — 1941 гг. исключительно широкий размах. Этот корот-

кий период развития отечественного самолетостроения характерен небывалым разнообразием научно-технических и тактических идей и средств, подчас весьма необычных, которые закладывались конструкторами в проекты новых самолетов. Результатом этих работ явилось принятие на вооружение самолетов новых типов, на базе которых развивалась советская боевая авиация в период Великой Отечественной войны.

В том же 1939 г. было принято решение о срочном и существенном расширении и обновлении производственной базы авиапромышленности — начиналось строительство новых заводов и реконструкция существовавших. На эти цели были отпущены огромные средства. Реализация, хотя и не полная, комплекса мер по повышению производственного потенциала авиапромышленности накануне войны позволила сравнительно быстро приступить к массовому выпуску новых образцов техники.

* *
*

Анализ истории самолетостроения второй мировой войны требует сопоставления уровня авиационной техники, выпускавшейся в разных странах. Критерием сравнения обычно служат летно-технические данные самолетов. Конечно, эти данные важны не сами по себе, а в комплексе с целым рядом других показателей, таких, например, как устойчивость, пилотажные качества, живучесть, простота эксплуатации, надежность. Тем не менее летно-тактические качества боевых самолетов имеют первостепенное значение, поскольку именно они наравне с тактикой применения определяют боевую эффективность и техническое совершенство. Ниже приведены основные исходные положения и необходимые пояснения к проводимому в книге сравнительному анализу летно-технических данных самолетов.

1. Характеристики советских боевых самолетов, участвовавших в военных действиях, приводятся на основании контрольных летных испытаний серийных образцов соответствующего времени выпуска. Сопоставление серийных машин позволяет более точно оценить достоинства или недостатки авиационной техники, непосредственно поступавшей в действующие части.

2. Из множества типов и многочисленных модификаций боевых самолетов гитлеровской Германии для сравнения с советскими самолетами были выбраны наиболее характерные и имевшие массовый выпуск.

3. Почти все данные по немецким боевым самолетам приведены по материалам их летных испытаний, проводившихся в НИИ ВВС. Это были самолеты, закупленные СССР перед войной (Me-109E-3, Ju-88A-1, He-111H-5 и др.) или трофейные (Me-109F-1, G-2, G-4, FW-190A-4, A-5, A-8, D-9, Hs-129, Ju-87D-3, He-111H-11, FW-200C-3 и др.). Поскольку летные испытания трофейных самолетов имели ряд особенностей, связанных, в первую очередь, с отсутствием технической документации, то основные результаты испытаний сравнивались с аналогичными показателями, приведенными в зарубежных источниках, с целью определения их соответствия. В случае необходимости основные летные характеристики корректировались (в частности, для Me-109F-1, летные данные которого, полученные в ходе испытаний, оказались заниженными из-за дефекта системы нагнетания, о котором испытатели не знали).

4. Приведенные летные характеристики самолетов, если это не оговаривается специально, соответствуют номинальному режиму работы мо-

тора или же такому форсажу, продолжительность работы на котором была не менее 10 мин.

5. Для всех истребителей значения дальности полета приведены для режима, соответствующего скорости, составлявшей 90% максимальной, и высоте, на которой достигалась максимальная скорость. Этот режим назывался режимом скоростной дальности. Максимальная дальность полета истребителей на наивыгоднейшем по высоте и скорости режиме была на 25 — 30% больше. Для штурмовиков и бомбардировщиков, если это не оговаривается особо, приводится максимальная дальность полета.

6. Несмотря на то что в основе приводимых летно-технических характеристик лежат документальные данные, следует все же проявлять определенную осторожность в оценках и иметь в виду, что несмотря на всю объективность эти сведения не всегда могут дать исчерпывающее представление о боеспособности самолета. Приведенные данные, конечно, важны, поскольку характеризуют отдельные возможности самолета, но дать объективное представление о его боеспособности может только боевая практика.

Глава 1 НОВОЕ ПОКОЛЕНИЕ СОВЕТСКИХ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ (1939 — 1941 гг.)

В предвоенное время к созданию новых истребителей привлекалось наибольшее число конструкторских бюро, и это неудивительно. Ведь именно истребители являлись главным средством борьбы в воздухе. От их действий во многом зависел успех боевых операций наземных войск и самолетов других классов — штурмовиков и бомбардировщиков, а также безопасность тыловых и фронтовых объектов и коммуникаций.

Несмотря на то что, по крайней мере, до 1941 г. истребители формально подразделялись лишь на скоростные и маневренные (сказывались, видимо, устоявшиеся тогда стереотипы), проектирование новых самолетов велось по многим направлениям в плане тактического их применения. Из большого разнообразия истребителей тех лет можно выделить самолеты с умеренной высотностью и дальностью, высотные, предназначенные, в первую очередь, для уничтожения высоко летящих целей, тяжелые или дальние истребители, способные сопровождать бомбардировщики на значительное расстояние и выполнять ряд других тактических задач. Все эти истребители имели ряд присущих им технических особенностей, обусловленных предполагаемой тактикой применения. Поэтому рассмотрение самолетов-истребителей целесообразно вести в соответствии с их особенностями.

ИСТРЕБИТЕЛИ СРЕДНИХ ВЫСОТ

Эти истребители предназначались для ведения активного воздушного боя с самолетами любого назначения на малых и средних высотах. Максимальная скорость таких истребителей обычно достигалась на высоте 5 — 6 км, что определялось высотностью моторов, а дальность полета, как правило, не превышала 900 — 1000 км. В предвоенные годы разработку таких истребителей вели в основном конструкторские коллективы под руководством Н. Н. Поликарпова, А. С. Яковлева, С. А. Лавочкина, В. П. Горбунова и М. И. Гудкова, М. М. Пашинина, В. П. Яценко, А. А. Боровкова и И. Ф. Флорова.

Одним из первых истребителей нового поколения наряду с поликарповским И-180 стал самолет И-28, разработанный под руководством В. П. Яценко. И-28, как и И-180, проектировался еще до появления в 1939 г. новых тактико-технических требований к истребителям. На нем устанавливался самый мощный тогда отечественный мотор воздушного охлаждения М-87А (более современный М-88 еще доводился). Конструкция истребителя — смешанная; цельнодеревянное неразрезное крыло имело форму обратной «чайки». Вооружение состояло из двух скорострельных пулеметов ШКАС калибра 7,62 мм и двух крупнокалиберных (12,7 мм) пулеметов ШВАК (на базе этого пулемета была создана известная впоследствии пушка ШВАК калибра 20 мм).

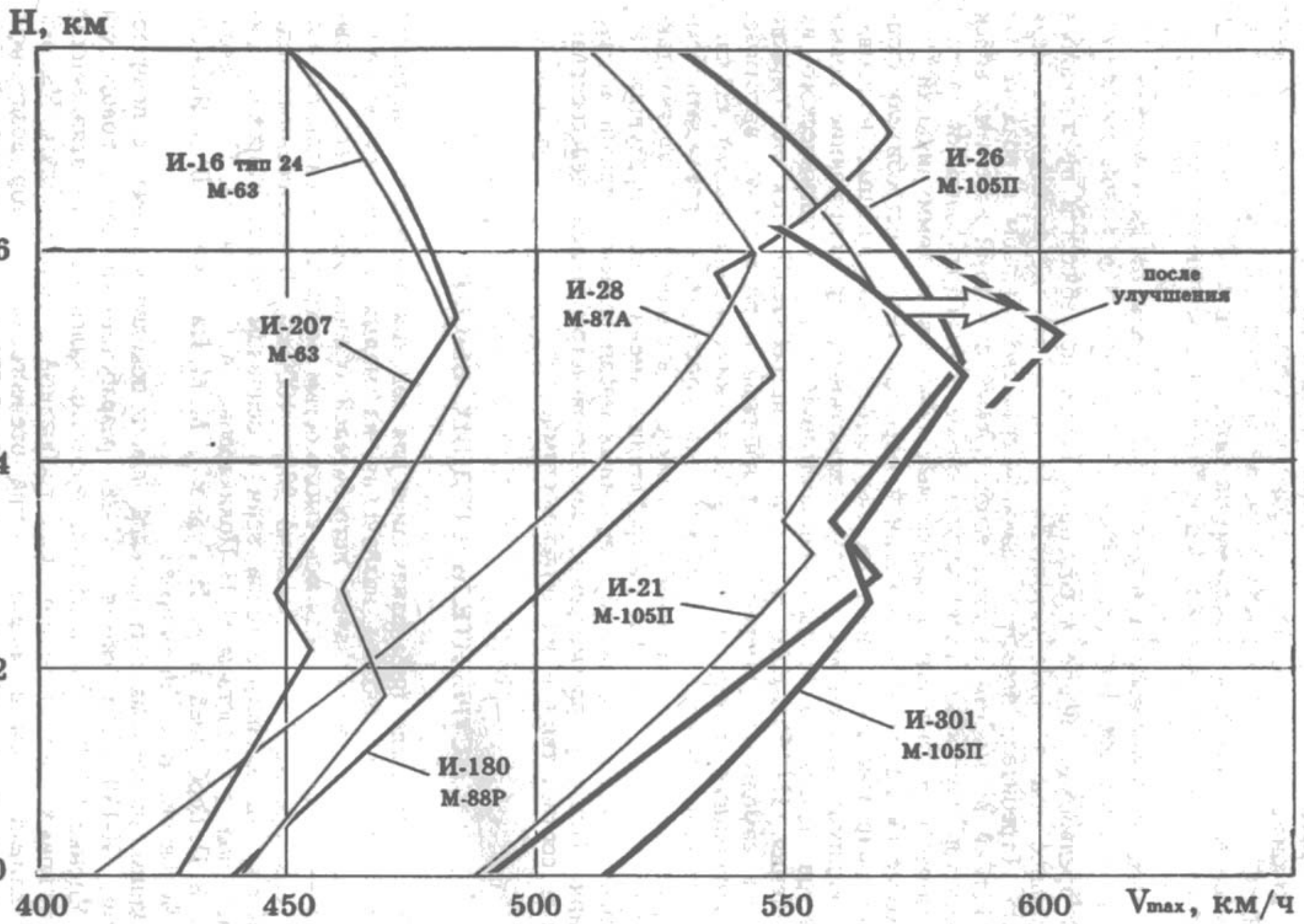


Рис. 1. Высотно-скоростные характеристики опытных истребителей периода 1939 — 1940 гг.

Таблица 1

Самолет	Мотор	Мощность, л.с. взлетная / на расчетной высоте	Взлетный вес, кгс	Площадь крыла, м²	Максимальная скорость, км/ч: у земли	Максимальная скорость, км/ч: на расчетной высоте, м	Практический потолок, м	Дальность полета, км	Время набора высоты 5000 м, мин	Посадочная скорость, км/ч	Длина разбега / Длина пробега, м	Удельная нагрузка на крыло, кгс/м²	Вооружение: число стволов × × тип (калибр)
И-180	М-88Р	1100/1000	2430	17,7	439	571/7150	11 050	600	5,61	130	240/200	142	2 × БС (12,7) 2 × ШКАС (7,62)
И-28	М-87А	950/950	2660	16,5	412	545/6000	10 400	450 (с М-88)	6,3	140	–	161	2 × ШВАК (12,7) 2 × ШКАС (7,62)
И-26	М-105П	1100/1050	2700	17,15	490	585/4800	10 200	700	6,0	135	300/540	157	1 × ШВАК (20) 2 × ШКАС (7,62)
И-301	М-105П	1100/1050	2968	17,51	515	585*/4700	9600	556	5,85	140	355/400	173	1 × ПТБ-23 (23) 2 × БС (12,7) (2 × ШКАС (7,62))
И-21	М-105П	1100/1050	2670	14,9	488	573/5000	10 600	–	6,0	165	282/552	179	1 × ШВАК (20) 2 × ШКАС (7,62)
И-207	М-63	1100/800	1850	18,0	428	486/5300	–	–	4,6	115	–	103	4 × ШКАС (7,62)
И-200	АМ-35А	1350/1200	3099	17,44	486	628/7200	12 000	580	5,3	141	238/400	178	1 × БС (12,7) 2 × ШКАС (7,62)
И-330 (Су-1)	М-105П с двумя ТК-2	1100/925	2875	19,0	500**	641**/10 000	12 500**	720**	4,9**	111	220/–	151	1 × ШВАК (20) 2 × ШКАС (7,62)
И-28	М-105ПД	1220/1050	2990	17,2	515	665/9150	12 000	700**	4,8	130	–	174	1 × ШВАК (20) 2 × ШКАС (7,62)

* После улучшения всасывающих патрубков скорость стала 605 км/ч на высоте 4950 м.
** Расчетные данные.

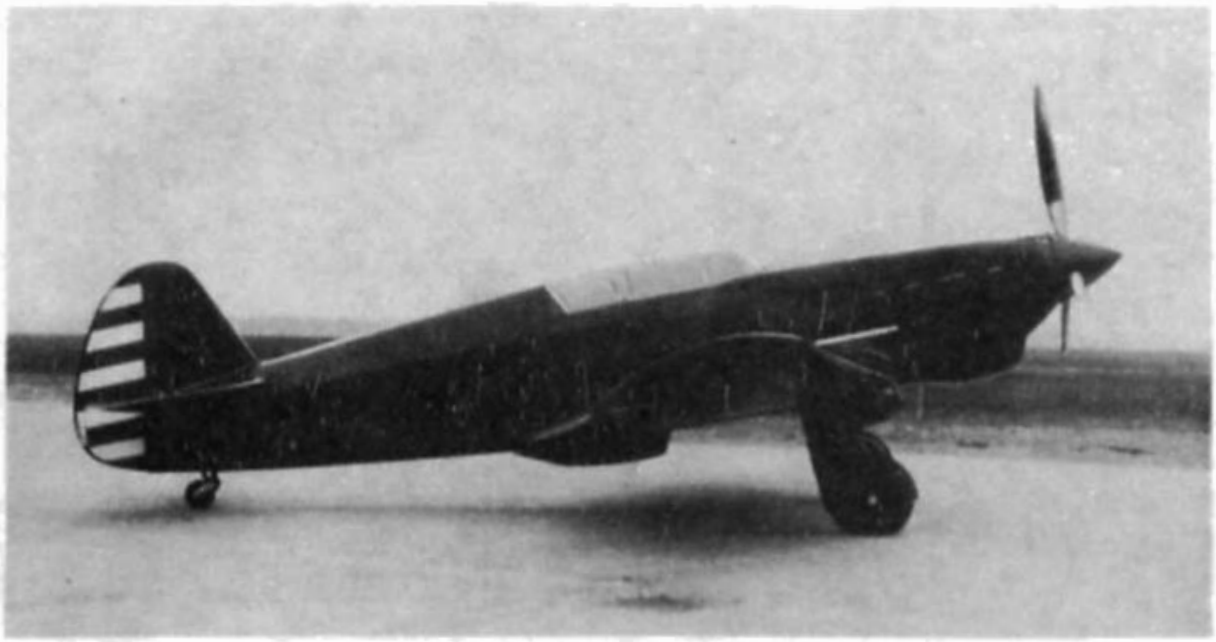


Истребитель И-28 с мотором М-88

На государственных испытаниях в июне 1939 г. И-28 показал неплохие данные, по скорости он существенно превосходил И-16 (рис. 1, табл. 1). Но в то же время летчиком-испытателем П. М. Стефановским отмечалась недостаточная его устойчивость. Завершить летные испытания этого истребителя не удалось: при испытании на флаттер, когда самолет в пикировании достиг большой скорости, разрушились капот и хвостовая часть фюзеляжа с оперением (летчик покинул самолет на парашюте). Сказалось отсутствие в то время достаточно надежных методов расчета аэродинамических нагрузок, возникающих на капотах моторов воздушного охлаждения при больших скоростях. Аналогичный дефект отмечался и при испытаниях И-180.

Государственные испытания второго экземпляра И-28 с мотором М-87Б, а затем с более мощным М-88 закончились только в мае 1940 г., когда возросли требования к истребителям, особенно в отношении летных данных. Эти испытания подтвердили, что, как и у первого экземпляра И-28, его устойчивость и маневренность неудовлетворительны, запас горючего мал, вооружение не доведено. Поэтому несмотря на ряд достоинств И-28, таких, например, как невысокая стоимость конструкции, повышенная мощь вооружения, неплохая скорость (566 км/ч на высоте 7 км), вооружать им строевые части было преждевременно. Все недостатки предполагалось устранить на серийных самолетах, производство которых уже налаживалось на саратовском заводе. Однако эти работы так и не были завершены, поскольку в июне 1940 г. было принято решение о запуске в серию на этом же заводе истребителя И-26, который продемонстрировал значительно лучшие данные и представлялся более перспективным.

И-26 — первый истребитель, спроектированный в конструкторском бюро А. С. Яковлева. Он стал родоначальником большого семейства поршневых истребителей «Як», сыгравших значительную роль в Великой Отечественной войне. Первоначально предполагалось строить И-26 в двух вариантах. Первый вариант разрабатывался под мотор жидкостного охлаждения М-106 мощностью 1250 л. с. на взлете и 1000 л. с. на высоте 6000 м. В соответствии с тактико-техническими требованиями такой самолет должен был развивать скорость 620 км/ч на высоте 6 км и иметь потолок 11 — 12 км. На втором варианте с серийным мотором М-105 планировалось установить турбокомпрессоры, что позволило бы увеличить высотность



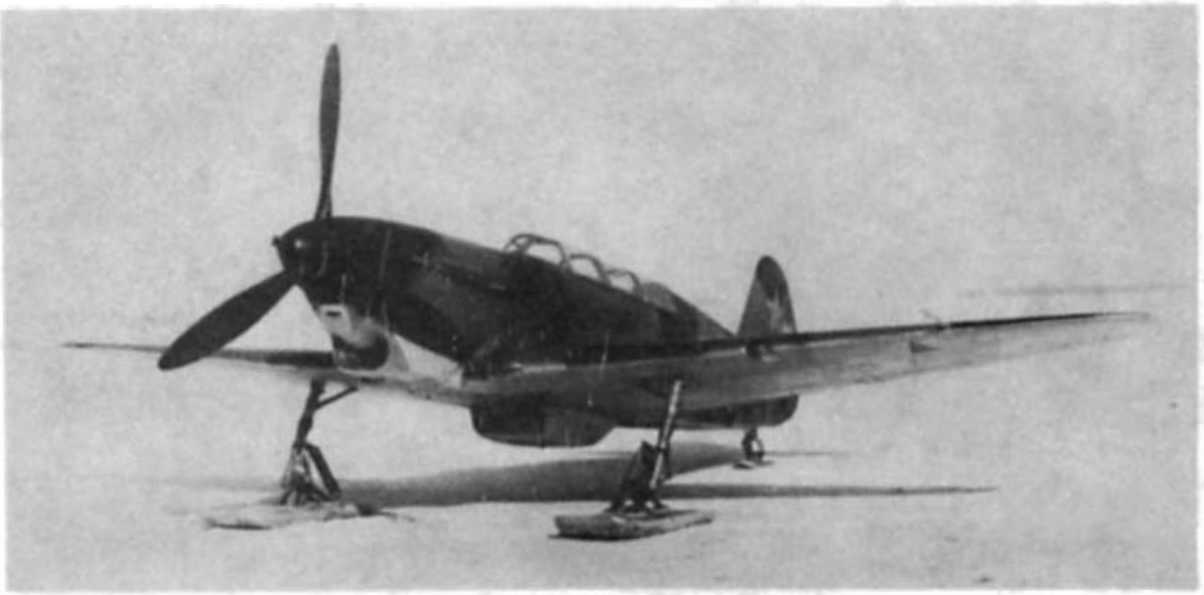
Истребитель И-26 с мотором М-105П

силовой установки до 10 км. Этот высотный вариант должен был развивать скорость 650 км/ч на высоте 8 — 10 км. Дальность полета обоих вариантов устанавливалась 600 км [1]. Но выпуск мотора М-106 задерживался, и тогда было решено вместо него использовать менее мощный и высотный, но уже выпускавшийся мотор М-105. Конечно, при этом летные данные истребителя снижались, но зато значительно ускорялись его разработка и доводка.

Заводские испытания первого опытного экземпляра И-26 начались в январе 1940 г. (летчик-испытатель Ю. И. Пионтковский), а вскоре после него и второго (летчик-испытатель С. А. Корзинщиков). Результаты заводских испытаний были очень обнадеживающими. Так, в апреле 1940 г. И-26 достиг скорости 602 км/ч, самой высокой в СССР в то время. Этот истребитель представлялся очень перспективным, и несмотря на катастрофу первого экземпляра И-26, в которой погиб Ю. И. Пионтковский, испытания и доводка шли быстрыми темпами. Уже в июне 1940 г. второй экземпляр И-26 был передан на государственные испытания и еще до их окончания запущен в серийное производство. Он получил название Як-1.

Моноплан И-26 имел смешанную конструкцию, хорошо приспособленную к условиям массового производства. Отличительной особенностью этого самолета, как, впрочем, и других самолетов Яковлева, был малый вес — всего 2700 кгс. Вооружение состояло из двух ШКАС и пушки ШВАК, расположенной в развале блока цилиндров мотора М-105П. Ствол пушки проходил через полый вал редуктора винта.

Государственные испытания И-26 показали, что истребитель прост в пилотировании, что являлось большим плюсом боевого самолета, рассчитанного на массовую эксплуатацию, обладает хорошими летными данными (см. рис. 1, табл. 1), но все же нуждается в доводке. Необходимо было усилить конструкцию крыла, улучшить систему уборки шасси, обеспечить лучшее охлаждение мотора (из-за перегрева мотора набор высоты в ходе государственных испытаний приходилось выполнять на пониженном режиме работы мотора, что снижало скороподъемность). Ввиду актуальности самолета рекомендовалось срочно выполнить требуемые доработки и представить серийный самолет на контрольные испытания [1].



Учебно-тренировочный истребитель Як-7В (на лыжах)

Большинство из отмеченных военными испытателями недостатков было устранено. Истребитель в улучшенном варианте вновь представили на государственные испытания, которые завершились в ноябре 1940 г.; после испытаний он был принят на вооружение.

Промышленность интенсивно осваивала производство И-26, и в 1940 г. было выпущено 64 экземпляра.

Вскоре после выпуска И-26 на испытания вышел его двухместный вариант УТИ-26, предназначенный для обучения летчиков полетам на новых скоростных истребителях. Самолет имел двойное управление. В том же 1940 г. он прошел заводские испытания, был передан на государственные и вскоре принят к серийному производству под маркой Як-7УТИ. Надо сказать, что, кроме И-26, ни один из опытных истребителей нового поколения не имел двухместного варианта. Поэтому во время войны Як-7УТИ (как и его последующий вариант Як-7В) сыграл исключительную роль в деле переучивания летного состава на новые истребители.

УТИ-26 послужил прототипом и для одноместного истребителя Як-7. При снятом оборудовании второй кабины получался своеобразный отсек, который в процессе эксплуатации можно было использовать для различных целей. Уже во время войны этот вариант тоже стал выпускаться серийно под марками Як-7, Як-7А, а затем Як-7Б. Летные характеристики этих самолетов были близки к характеристикам Як-1, а пилотажные качества их еще лучше. Так как одноместные боевые и двухместные учебные варианты Як-7 имели мало конструктивных различий, их производство было унифицировано, что в ходе войны имело очень важное значение.

В 1941 г. накануне войны под руководством А. С. Яковлева был построен еще один опытный истребитель — И-30 также с мотором М-105П. Среди других истребителей он выделялся мощным вооружением, которое составляли три пушки ШВАК и два синхронных пулемета ШКАС. При сходной схеме и близких размерах с И-26 истребитель И-30 имел, кроме того, увеличенный на 26% запас топлива. Испытывал его летчик-испытатель П. Я. Федрови.

На государственных испытаниях И-30 показал скорость у земли 478 км/ч, а на высоте 4900 м — 571 км/ч. Ввиду того что вес И-30 по сравнению с И-26 увеличился почти на 300 кгс, его скороподъемность заметно ухудшилась: высоту 5000 м он набирал за 7 мин, в то вре-



Истребитель И-301 с мотором М-105П

мя как серийный Як-1 — за 5,7 мин. Благодаря установленным на крыле И-30 предкрылкам горизонтальный маневр почти не изменился и время виража составляло 19 — 20 с.

Более всего новый истребитель подходил для борьбы с бомбардировщиками противника, где его преимущество в скорости и маневре в сочетании с повышенной по сравнению с Як-1 дальностью и очень мощным вооружением имело бы решающее значение.

Испытания И-30 завершались уже во время войны. В тот тяжелый для страны период наладить массовый выпуск истребителя еще одного типа было уже невозможно.

Почти одновременно с И-26 на испытания вышел истребитель И-301, разработанный под руководством С. А. Лавочкина, В. П. Горбунова и М. И. Гудкова. Отличительной особенностью его конструкции было широкое применение дерева и дельта-древесины (шпон, спрессованный и пропитанный фенолформальдегидной смолой при большом давлении и температуре). По сравнению с деревом, применявшимся в то время в авиастроении, дельта-древесина обладала большей прочностью, ее свойства меньше зависели от внешних условий, таких, например, как влажность; она практически не горела, однако была значительно тяжелее (по удельному весу в 2,6 раза по сравнению с сосной). Этот новый материал целесообразно было применять в силовых элементах самолета, таких, например, как лонжероны. При широком использовании в конструкции самолета дерева и дельта-древесины существенно экономился дюралюминий, материал весьма дефицитный в те годы. В конструкции И-301 его было очень мало, что считалось большим достоинством истребителя, так как позволяло наладить его массовый выпуск несмотря на нехватку металла.

Как и И-26, цельнодеревянный И-301 планировалось выпустить в

двух вариантах. Первый вариант — высотный с мотором М-105 и турбокомпрессором ТК-2. Он должен был иметь скорость 650 — 675 км/ч на высоте 9 км и потолок 12 км. Второй вариант с меньшей высотностью рассчитывался под мотор М-106, скорость его должна была составить 600 — 625 км/ч на высоте 6 — 7 км и потолок 11 км. Для обоих вариантов время виража (16 — 18 с), посадочная скорость (до 120 км/ч) и дальность (600 км) устанавливались такими же, как и для И-26 [1, д. 498].

К 1940 г. мотор М-106 так и не вышел из стадии разработки, неясной была и необходимость в турбокомпрессоре. В этих условиях было принято решение выпустить самолет с мотором М-105П. Первый полет на нем в марте 1940 г. совершил летчик-испытатель А. И. Никашин. После кратковременных заводских испытаний в июне 1940 г. И-301 был передан на государственные испытания.

От других современных ему истребителей И-301 отличался внушительным вооружением: одна пушка Таубина калибра 23 мм (позднее из-за недоведенности замененная пушкой ШВАК) и два крупнокалиберных пулемета БС, в дополнение к которым могли устанавливаться еще два пулемета ШКАС. Другим отличием являлась прекрасная отделка поверхности самолета лаком ВИАМ Б-3, что способствовало снижению сопротивления трения, составляющему изрядную долю всего аэродинамического сопротивления самолета. Военные специалисты, проводившие государственные испытания, отмечали, что такая отделка поверхности трудности не представляет, она прочна, не боится влаги, бензина, масла и хорошо сохраняет свою первоначальную полировку.

В ходе государственных испытаний И-301 показал скорость у земли 515 км/ч, а на высоте 4700 м — 585 км/ч. После незначительного улучшения всасывающих патрубков в ходе испытаний скорость на высоте достигла 605 км/ч (см. рис. 1, табл. 1). Испытателями отмечалась хорошая маневренность и простота пилотирования. В то же время было выявлено и много недостатков, в том числе большие нагрузки в управлении, недостаточная устойчивость, недоведенность щитков, систем охлаждения, шасси. Отмечалось также, что конструкция самолета перетяжелена и ее можно и нужно облегчить.

В целом военные специалисты НИИ ВВС считали, что на И-301 конструктивно разрешена, в основном, задача создания деревянного самолета с применением упрочненной древесины и что этот самолет представляет несомненный интерес для ВВС не только из-за применяемого материала, но и из-за мощного вооружения и большой максимальной скорости. Военные специалисты сочли целесообразным немедленно начать подготовку к серийному выпуску И-301 с М-105П и в 1940 г. провести войсковые испытания 25 — 30 самолетов. Руководство НИИ ВВС просило НКАП особо обратить внимание на этот истребитель в плане быстроты его доводки и постройки войсковой серии.

Несмотря на заинтересованность военных И-301 в серию тогда так и не пошел. Во второй половине 1940 г. было принято решение о том, что дальность полета новых истребителей должна быть не менее 1000 км. Конструкторов обязали выполнить необходимые доработки. Дальность 556 км, полученная в процессе испытаний первого И-301, оценивалась как явно недостаточная. В крайне сжатый срок конструкторы модифицировали почти уже построенный второй опытный экземпляр И-301, хотя тогда уже было ясно, что с таким запасом топлива он будет слишком тяжел. В октябре 1940 г. этот вариант был передан на летные испытания. После перелета по заданному маршруту, подтвердившего, что требуемая дальность достигнута, И-301 под маркой ЛаГГ-3 был принят для серийного производства.

В октябре 1940 г. начались государственные испытания еще одного нового истребителя — И-21. Разработка этого самолета началась в январе 1940 г. (то есть почти на полгода позже, чем И-26 и И-301) и велась под руководством М. М. Пашинина. Самолет рассчитывался под перспективный мощный мотор М-107, с которым, по расчетам, он мог бы на высоте 7 км иметь скорость 680 км/ч. Но разработка мотора затянулась, и тогда на истребитель установили серийный М-105П. Истребитель имел смешанную конструкцию, которая получилась очень легкой, технологичной и рациональной. Вес самолета составлял всего 2670 кгс. Вооружение — как у И-26. Фонарь кабины летчика обеспечивал хороший обзор всей верхней полусферы.

И-21 имел ряд особенностей в отношении как аэродинамики, так и конструкции планера. На нем впервые в отечественном самолетостроении были использованы симметричные безмоментные профили крыла*, что значительно уменьшило аэродинамические моменты, закручивающие крыло вокруг оси жесткости. Это позволяло при сохранении прочности уменьшить вес крыла и хвостовой части фюзеляжа, однако одновременно необходимо было решить ряд проблем по обеспечению устойчивости и управляемости.

Чтобы ускорить освоение нового истребителя в серии на заводах, выпускавших И-16, он проектировался с расчетом максимального использования производственной оснастки И-16.

В ходе государственных испытаний, которые проводили летчики П. М. Стефановский и С. П. Супрун, самолет показал высокие характеристики (см. рис. 1, табл. 1). Но в то же время стало ясно, что полностью решить вопросы устойчивости и управляемости не удалось. Летчики отмечали, что в полете на больших углах атаки истребитель теряет поперечную устойчивость, в частности поэтому было велико время выполнения виража (25 с); не вполне удовлетворительными оказались взлетно-посадочные свойства. Эти недостатки являлись следствием малых несущих свойств принятых концевых профилей и большой удельной нагрузки на крыло.

Выявленные дефекты и рекомендации были учтены при создании следующего варианта истребителя И-21, выпущенного уже в январе 1941 г. Испытания показали, что этот самолет, имевший еще и усиленное вооружение (пушка БТ калибра 23 мм вместо ШВАК калибра 20 мм), обладал хорошей устойчивостью, управляемостью и отличался простотой пилотирования. Правда, посадка оставалась все же сложнее, чем на И-26 и И-301. Скоростные качества были достаточно высоки: скорость у земли 506 км/ч, а на высоте 4750 м немногим более 580 км/ч. Тем не менее в серию И-21 не пошел, так как в 1941 г. на многих заводах уже выпускались новые истребители, созданные немного раньше. И-21 запоздал.

Конструкторское бюро Н. Н. Поликарпова усиленно работало над новым истребителем-моноплано́м И-185. Если в предвоенные годы многие конструкторы при разработке истребителей стремились добиться прежде всего высоких скоростей полета при хорошей горизонтальной маневренности (что и предписывалось тактико-техническими требованиями), то создатели И-185 ориентировались в первую очередь на достижение превосходства в скорости и вертикальном маневре, считая, что именно такой истребитель будет иметь преимущество в воздушном бою. Позже это предположение во многом оправдалось. Боевая практика начавшейся вскоре Великой Отечественной войны показала, что основным наступательным видом маневра истребителя является именно вертикальный маневр. Таким образом, идея создания И-185 как бы

* Профили, не имеющие аэродинамического момента при нулевой подъемной силе.



Третий опытный экземпляр истребителя И-21 с мотором М-105П

предвосхищала основное направление развития истребителей ближайшего будущего. Поставленная цель определила и средства ее достижения. И-185, рассчитанный на установку мощного перспективного мотора воздушного охлаждения М-90, отличался от других истребителей увеличенной энерговооруженностью и нагрузкой на крыло, то есть именно теми параметрами, повышение которых в наибольшей степени влияет на скорость, вертикальную маневренность и скороподъемность. Самолет был спроектирован и построен в рекордно короткий срок. Но выпуск мотора М-90 запаздывал. Пришлось ставить другой — М-81, существенно меньшей мощности (иных в то время еще не было). После первых же полетов весной 1940 г. испытания прекратили. С мотором М-81 самолет получался явно бесперспективным. Когда были выпущены новые мощные моторы М-71 и М-82, работы над И-185 были продолжены. Его летные испытания начались осенью 1941 г.

А. А. Боровков и И. Ф. Флоров предложили модификацию истребителя-биплана И-207. Этот самолет являлся развитием опытного истребителя № 7211, построенного в мае 1937 г., и истребителя И-207, испытывавшегося в 1939 г. И-207 был редкой схемы — безрасчалочный бесстоечный биплан со свободнонесущими крыльями моноблочной конструкции, обладавшей исключительно высокой живучестью. Шасси на модифицированном И-207 было убираемым. Двигатель воздушного охлаждения М-63 — как на И-16 последних типов. Конструкция самолета смешанная.

На заводских испытаниях модифицированный И-207 показал неплохие для своих параметров и мотора данные [2]. Но скоростные его характеристики были значительно хуже, чем у новых истребителей-монопланов, имевших более современные двигатели и аэродинамические компоновки (см. рис. 1, табл. 1). Новый вариант И-207 фактически повторял идею создания И-153 и поэтому интереса не вызвал; на государственные испытания не передавался и в серии не строился.

С начала 1941 г. А. А. Боровков и И. Ф. Флоров работали над экспериментальным истребителем со смешанной силовой установкой (перспективный поршневой М-71 и два прямоточных ускорителя) и мощным вооружением. Но с началом войны все работы по нему были остановлены.

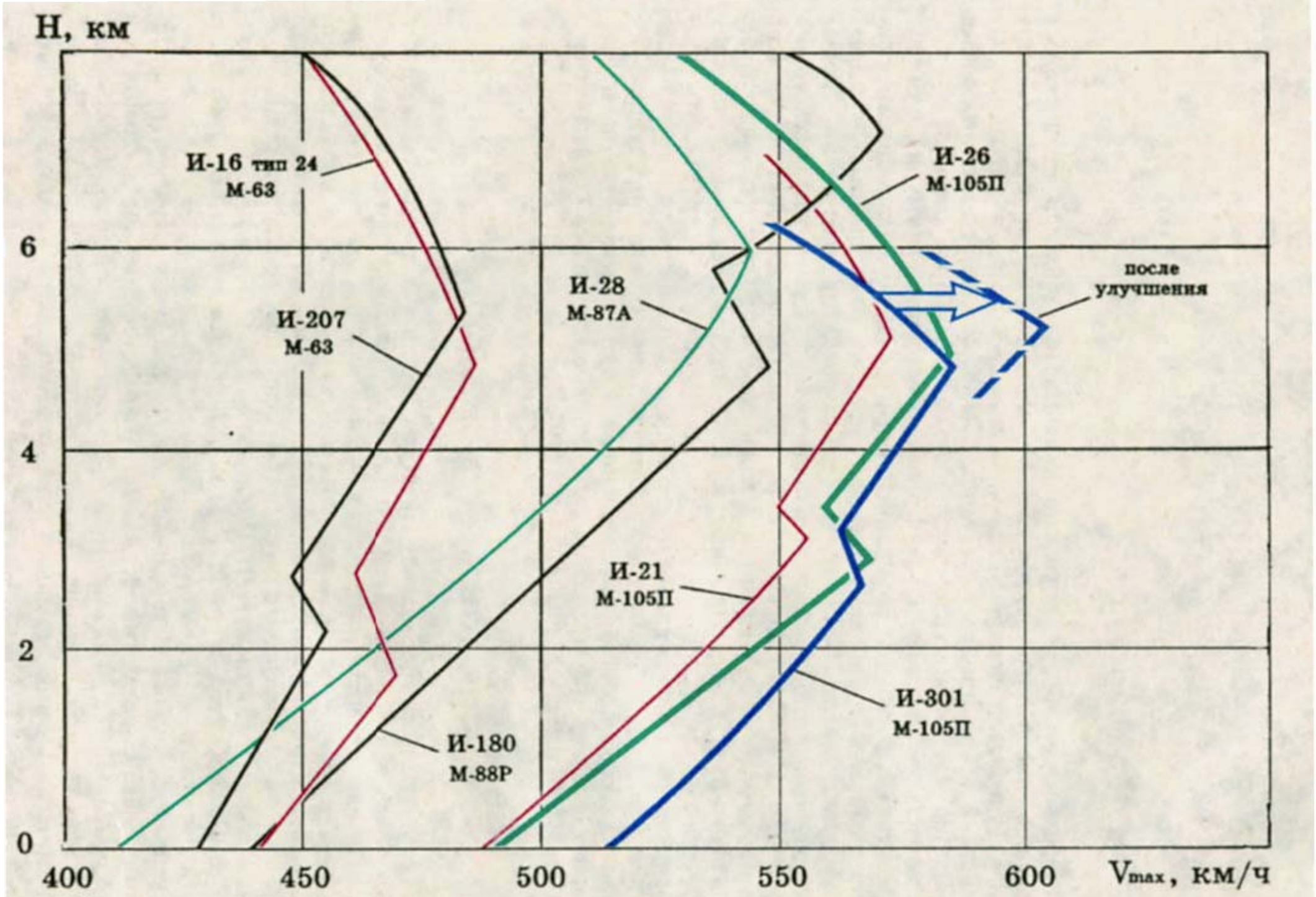
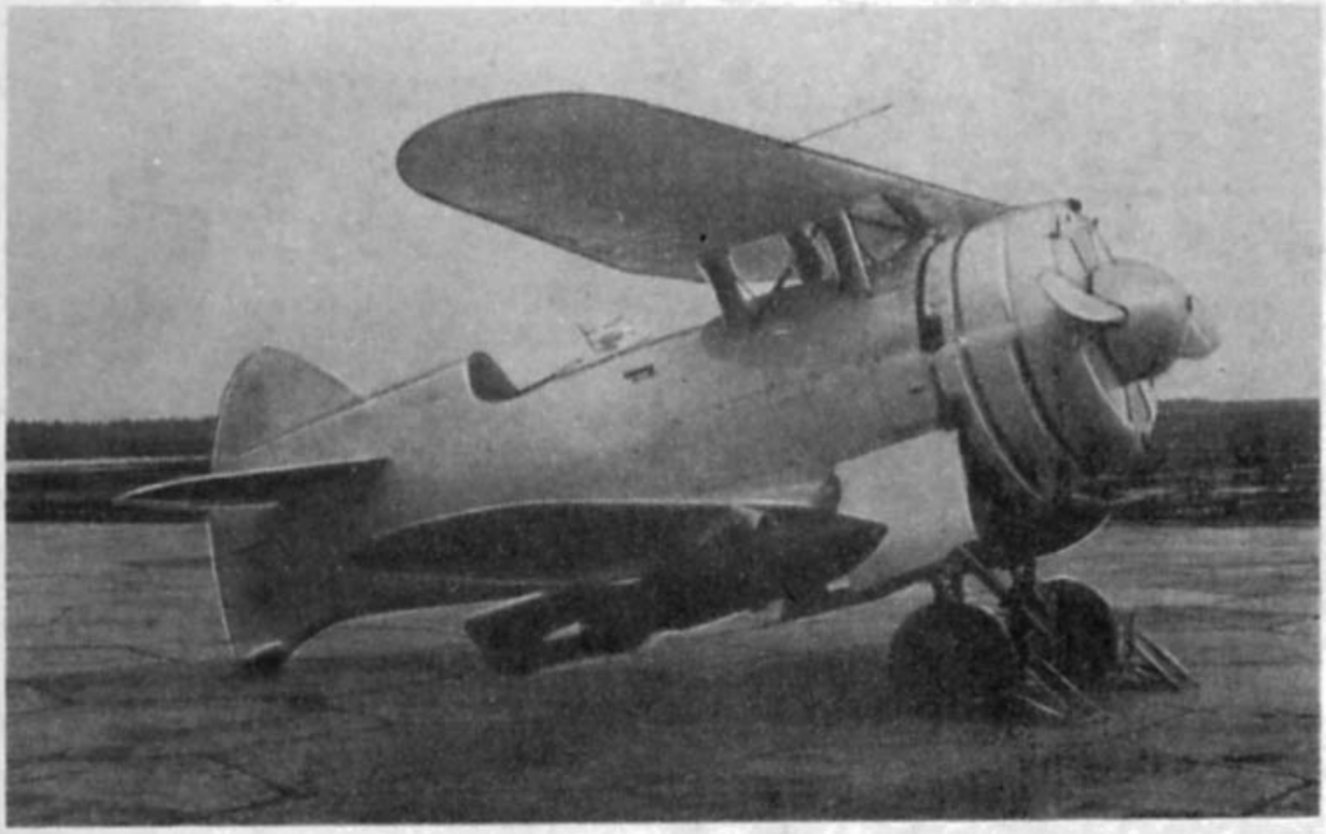


Рис. 1. Высотно-скоростные характеристики опытных истребителей периода 1939 — 1940 гг.

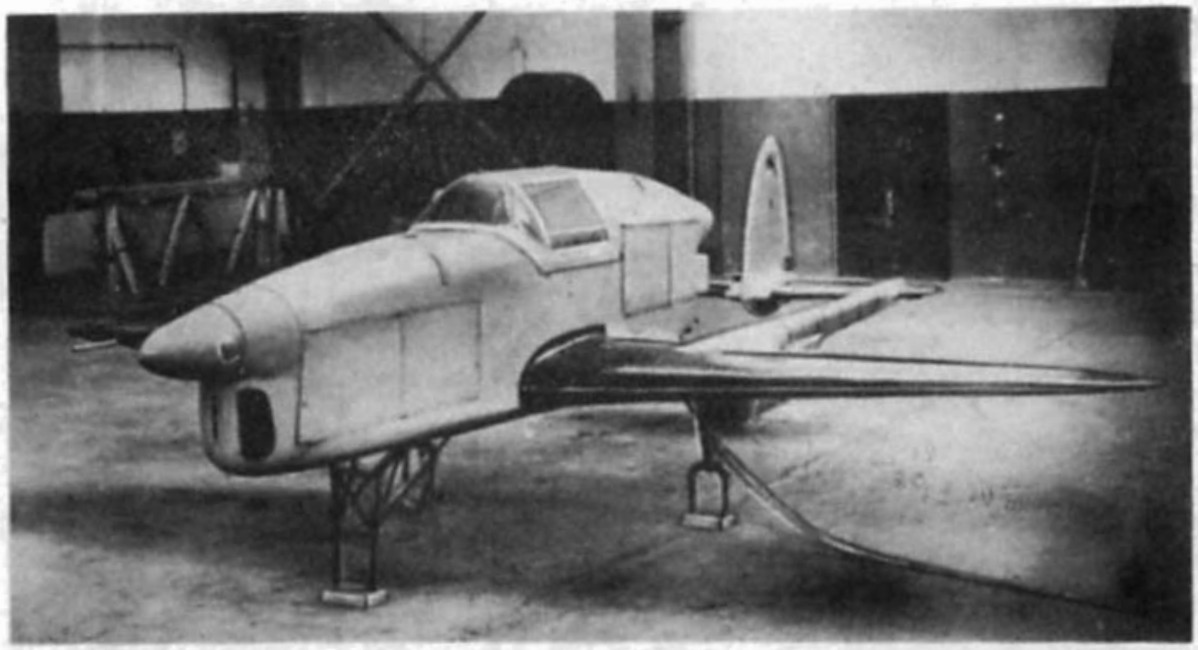


Модифицированный истребитель И-207 с мотором М-63

Широко развернувшиеся в 1939 — 1940 гг. работы по созданию истребителей нового поколения дали ряд оригинальных конструкций самолетов, в процессе проектирования которых конструкторы пытались решить проблемы повышения скорости полета не вполне традиционными методами.

В конструкторском бюро А. С. Москалева разрабатывался легкий истребитель деревянной конструкции САМ-13. Для существенного снижения аэродинамического сопротивления и уменьшения размеров самолета была принята двухбалочная схема с таким расположением двух двигателей, при котором они вписывались в габариты кабины летчика и располагались спереди и сзади нее. При такой схеме было применено шасси с носовым колесом. Для безопасного покидания самолета задний винт мог быть застопорен. Вооружение должно было состоять из четырех пулеметов ШКАС. Предварительные расчеты показали, что с относительно маломощной силовой установкой, состоящей из двух французских моторов «Рено» по 236 л. с. каждый, можно достичь скорости, превышающей 600 км/ч. Самолет строился быстро, и в 1940 г. начались его летные испытания (летчик-испытатель Н. Д. Фиксон). Однако из-за неотработанности шасси испытания и доводка затянулись, а из-за начавшейся войны работы вовсе прекратились, так как все усилия были сосредоточены на серийном выпуске самолетов.

Летчик-инженер В. В. Шевченко и конструктор В. В. Никитин начали работать над истребителем с большой скоростью полета. Для достижения этой цели они предложили создать самолет с изменяемой в полете площадью крыла. На взлете и посадке это должен был быть обычный биплан с небольшой удельной нагрузкой на крыло, чем и обеспечивалась малая скорость взлета и посадки. В полете нижнее крыло складывалось частично в борта фюзеляжа, а частично в ниши верхнего крыла и самолет становился монопланом. Общая площадь крыла уменьшалась и тем самым обеспечивались условия для достижения высокой скорости.



Истребитель САМ-13



Экспериментальный истребитель ИС-1 с мотором М-63

Прежде чем приступить к строительству такого истребителя, было решено испытать схему уборки и выпуска крыла, аналога которой в мировом самолетостроении не существовало, на экспериментальном истребителе с мотором М-63. Такой самолет, получивший название ИС-1, был вскоре построен, и в мае 1940 г. начались его летные испытания, которые проводили летчики Г. М. Шиянов, В. Ф. Кулешов, С. П. Супрун. Самолет ИС-1 совершил много полетов, в которых было выполнено 30 подъемов и выпусков крыла. За все время испытаний механизм работал четко и безотказно; уборка и выпуск крыла (одновременно с шасси) занимали всего 6 — 7 с. Еще до окончания испытаний экспериментального ИС-1 был построен истребитель ИС-2 с мотором М-88. По расчетам, он мог бы достигнуть скорости 593 км/ч. Од-

нако из-за сокращения опытных работ для концентрации сил на серийном выпуске новых самолетов, уже испытанных к тому времени, ИС-2 так и не был выпущен на испытания.

ВЫСОТНЫЕ ИСТРЕБИТЕЛИ

В предвоенный период созданию высотного истребителя, способного уничтожать самолеты противника любого назначения, летящие на высоте до 10 — 12 км, уделялось особое внимание. В таких разработках участвовали многие конструкторские бюро — В. М. Петлякова, А. И. Микояна и М. И. Гуревича, П. О. Сухого, А. С. Яковлева и др. Изучение боевых действий и расчеты, основанные на анализе перспектив развития авиации, показывали, что возможное увеличение скорости и высоты полета бомбардировщиков крайне затрудняет их перехват. Истребители могли уже не успеть настигнуть врага даже при хорошо отлаженной службе воздушного наблюдения, оповещения и связи. Вот что писал об этом комбриг П. П. Ионов в своей книге «Истребительная авиация» [3], где обобщался опыт боевых действий истребителей и оценивались возможные направления развития и боевой работы этого рода авиации (книга вышла в 1940 г. и предназначалась начальствующему составу РККА): «Чем выше высота полета противника, тем дальше от линии фронта он может быть перехвачен истребителями. А мы знаем, что высоты возможных и вероятных полетов бомбардировщиков растут из года в год. Мы знаем также, что рост скорости передачи сообщений о полете противника и скорости вылета истребителей отстает относительно от роста скорости полета бомбардировщиков, а в связи с этим растет ширина полосы тактической внезапности (т. е. расстояние от фронта до рубежа перехвата бомбардировщиков истребителями, *авт.*)... Высота полета современных военных самолетов достигает 9000 — 11 000 м одномоторных и двухмоторных самолетов и до 8000 м для четырехмоторных. Разность между «потолками» самолетов разных назначений все более и более уменьшается, особенно между одномоторными и двухмоторными. Боевая высота полета самолетов в ближайшие годы может быть увеличена и вероятно будет увеличена, т.е. достигнет стратосферы (свыше 11000 м)». Таким образом, казалась очевидной необходимость в высотном истребителе, который предназначался бы в первую очередь для выполнения задач перехвата.

Разработка истребителя с большой расчетной высотой полета имела ряд особенностей, главной из которых была проблема обеспечения мощности мотора на больших высотах. В 1939 — 1940 гг. задача создания высотного мотора в СССР была практически решена. Несколько типов таких моторов уже вышли из стадии проектирования, шла их доводка. Это были АМ-35А с односкоростным нагнетателем, снабженным поворотными лопатками, М-105 с турбокомпрессорами ТК-2 и М-105ПД с двухступенчатым нагнетателем, разработанным В. А. Доллежалем.

Таким образом, конструкторы, создававшие высотные истребители, располагали определенным арсеналом средств для выполнения поставленных задач.

Первым советским высотным боевым самолетом стал опытный самолет «100», разработанный под руководством В. М. Петлякова в 1939 г. в тюремных условиях. В тактическом плане, а также в своем развитии этот самолет представлял собой несколько необычное явление в отечественном самолетостроении: задуманный и спроектированный как высотный истребитель-перехватчик, он, в конце концов, превратился во фронтовой пикирующий бомбардировщик.



В. М. Петляков

В то время когда проектировался самолет «100», считалось, что высотный истребитель, предназначенный для перехвата бомбардировщиков противника, целесообразно делать многоместным, так как летчику одноместной машины в воздушном бою с бомбардировщиками, летящими на большой высоте, трудно одновременно управлять самолетом, стрелять, следить за воздушной обстановкой и поддерживать радиосвязь. Кроме того, для успешного перехвата высотных целей от истребителя требовалась не только большая скорость, но и повышенный радиус действия. Последнее обстоятельство позволяло расширить рубеж перехвата и осуществить его уже на дальних подступах к охраняемому объекту. Разработка такого истребителя и была поручена только что организованному конструкторскому коллективу. Итогом его работы стало создание двухмоторного трехместного истребителя с условным обозначением «100». В соответствии с тактико-техническими требованиями, разработанными для этого самолета, он должен был на высоте 10 км развивать скорость 630 км/ч, иметь практический потолок 12,5 км и дальность полета от 1400 км в нормальном варианте до 2400 км в перегрузочном варианте.

Требования по дальности и полезной нагрузке определили число моторов, вес и размеры нового истребителя (площадь крыла 40,7 м^2, нормальный взлетный вес 7200 кгс, перегрузочный 8000 кгс). Необходимая высотность обеспечивалась установкой двух турбокомпрессоров ТК-2 на каждый мотор М-105. Очень большое внимание уделялось аэродинамическому и весовому совершенству самолета. Крыло истребителя было скомпоновано из профилей ЦАГИ типа «В» и «BS», которые



Высотный истребитель «100» с моторами М-105ТК

при небольших углах атаки имели большее значение критического числа М, чем другие профили (с чем уже в то время приходилось считаться), и обладали малым аэродинамическим моментом. Это позволяло значительно снизить крутящие моменты на крыле, конструкция которого без ущерба для прочности могла быть выполнена более легкой. Облегчалась конструкция и хвостовой части фюзеляжа, воспринимающей усилия от хвостового оперения. Для самолета такого назначения эти свойства профилей имели большое значение, так как способствовали снижению веса конструкции, достижению высокой максимальной скорости горизонтального полета, а также большой скорости пикирования при хорошей устойчивости на этом режиме полета. Но выбранные профили имели и существенный недостаток — малую несущую способность, что ухудшало маневренные и взлетно-посадочные свойства.

Фюзеляж самолета представлял собой удобообтекаемое тело вращения. Водорадиаторы были утоплены в крыле, а маслорадиаторы размещались в тоннелях под гондолами двигателей. Никакие детали не нарушали плавность форм самолета. Словом, компоновка «100» была выполнена на очень высоком аэродинамическом уровне, что отмечалось военными специалистами.

Истребитель «100» стал первым отечественным военным самолетом с герметическими кабинами, входящими в силовую конструкцию фюзеляжа. На высотах до 10 км в кабинах должно было поддерживаться давление, соответствующее высоте 3,7 км, что повышало работоспособность экипажа при длительных полетах на большой высоте. Кабины имели сравнительно хороший обзор. В передней располагался летчик, а в задней — штурман-бомбардир и стрелок-радист. В носовой части фюзеляжа размещалась стрелково-пушечная батарея, состоявшая из двух пулеметов ШКАС и двух пушек ШВАК. В хвостовой части фюзеляжа предусматривалась установка дистанционно управляемого стрелком пулемета ШКАС. В центральной части фюзеляжа имелся отсек для размещения двух кассет, вмещавших 48 артиллерийских снарядов калибра 76 мм или 96 авиабомб калибра 2,5 кг. Применение истребителями артиллерийских снарядов, гранат или осколочных авиабомб против строя бомбардировщиков считалось тогда перспективным направлением в развитии авиационных средств поражения. В Италии были даже проведены испытания такого вида оружия.

Много нового внесли конструкторы в системы управления различными агрегатами самолета «100». Впервые в отечественной практике самолетостроения были широко использованы электромеханизмы, что считалось весьма перспективным.

В целом конструкция цельнометаллического самолета «100» представляла значительный интерес и являлась большим шагом вперед. Военные специалисты отмечали, что конструкторы глубоко проработали основные вопросы тактико-технических требований к самолету.

Но получилось так, что по ходу разработки первого, а затем и второго экземпляра «100» отношение военных специалистов к его назначению стало постепенно меняться. Все большее внимание они обращали на возможность применения «100» не только в качестве высотного истребителя, но и в качестве пикирующего бомбардировщика, который при взлетном весе около 9200 кгс мог бы нести на внешних подвесках до 1000 кг бомб и с высокой точностью поражать с пикирования наземные цели. Поначалу новое назначение рассматривалось как дополнительное, а затем и как равноправное с исходным. Таким образом, назначение самолета «100» стало формулироваться как высотный истребитель и пикирующий бомбардировщик, то есть самолет стал многоцелевым. С одной стороны, это свидетельствовало о не вполне сформировавшемся представлении о характере будущей войны и условиях применения высотного истребителя и пикирующего бомбардировщика. Но, с другой стороны, Германия, потенциальный тогда противник, не имела крупных соединений дальних высотных скоростных бомбардировщиков. Это, в частности, подтвердилось в ходе войны в Польше, а позже и во Франции. Кроме того, с самолетами Люфтваффе в конце 1939 г. знакомилась советская авиационная делегация. Таким образом, становилось ясно, что большой необходимости в специализированном высотном истребителе нет. Именно поэтому и не были созданы высотные варианты И-26 и И-301. Одновременно с этим ощущалась острая нужда в боевом самолете нового вида — скоростном пикирующем бомбардировщике.

Летные испытания «100» как истребителя начались 22 декабря 1939 г., когда летчик-испытатель П. М. Стефановский впервые поднял его в воздух. Весной 1940 г. начали испытывать и его дублер, который незначительно отличался от первого экземпляра. Но на дублере уже предусматривалась не только наружная подвеска 1000 кг бомб, как на первой машине, но и внутренняя (до 600 кг) вместо кассет. Полностью летные испытания не были завершены. В конце мая 1940 г. конструкторам предложили переделать «100» в более перспективный для ВВС вариант пикирующего бомбардировщика со скоростью 550 км/ч на высоте 5 км. Срок переделки был установлен очень жесткий — уже в сентябре 1940 г. новый самолет должен был быть представлен на государственные испытания. К варианту смешанного назначения не возвращались, хотя поначалу и предполагалось выпустить войсковую серию в 10 — 15 машин [1, д. 422].

В КБ А. И. Микояна в 1939 г. была продолжена работа над проектом истребителя «Х», начатая еще под руководством Н. Н. Поликарпова. Вскоре самолет получил обозначение И-200. По замыслу он являлся фронтовым истребителем с высотностью 7 — 8 км, поэтому отнесение его к высотным истребителям, которые по существу выполняли функции перехватчиков, носит несколько условный характер и объясняется техническими особенностями самолета.

Для И-200 был принят высотный двигатель АМ-35А (предполагался более мощный АМ-37, но его выход задерживался). Специфика мотора определила и некоторые особенности самолета. Ввиду того что повышенная высотность АМ-35А обеспечивалась односкоростным нагнетателем, велики были потери мощности на малых высотах. Применение поворотных лопаток на входе в нагнетатель сокращало эти потери почти на 100 л. с., что было немало. Тем не менее у земли на номи-

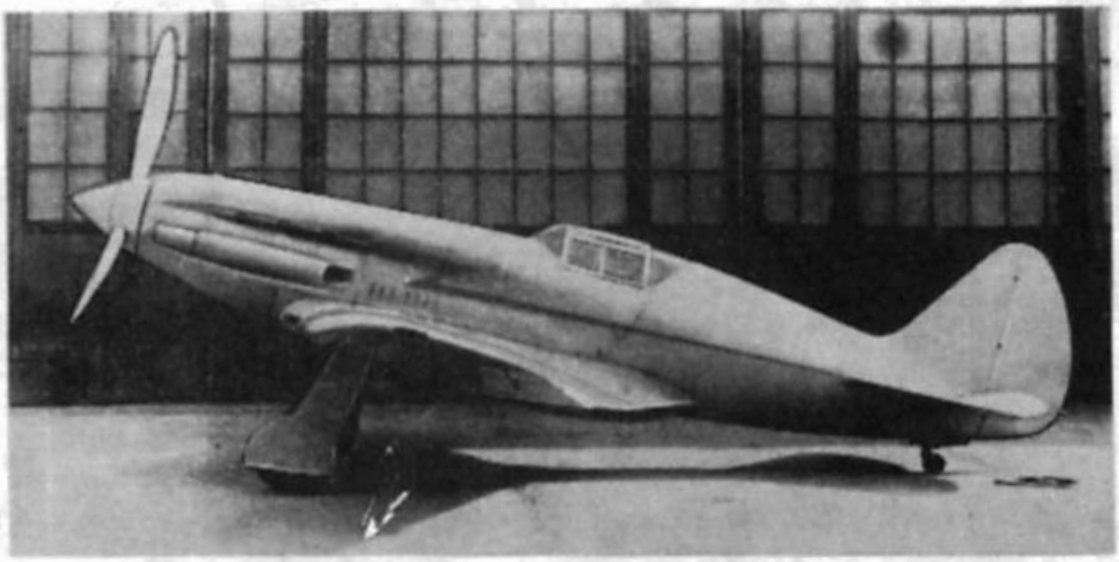


А. И. Микоян (справа) и М. И. Гуревич

нальном режиме работы мощность АМ-35А всего лишь на 10% превышала мощность такого мотора, как М-105, а вес был почти на 45% больше. Для высоты 6 км ситуация менялась — мощность АМ-35А на 40% превышала мощность М-105. Поэтому АМ-35А более всего подходил для дальних и тяжелых бомбардировщиков, которые должны были выполнять боевые полеты главным образом на больших высотах. Он, собственно, для них и создавался. Выбор такого «бомбардировочного» мотора для истребителя являлся, с одной стороны, единственно возможным на тот момент времени решением, сводящим к минимуму технический риск по сравнению с более выгодными, но и более сложными в эксплуатации турбокомпрессорами и двухступенчатым нагнетателем. С другой стороны, это ставило перед конструкторами трудную задачу по обеспечению должной боеспособности самолета не только на больших, но и на средних и малых высотах. Правда, тогда считалось, что воздушные бои будут в основном вестись на средних и больших высотах, поэтому характеристикам самолета на малой высоте придавалось меньшее значение, а выбранная конструкторами силовая установка представлялась наиболее рациональной.

В соответствии с тактико-техническими требованиями истребитель И-200 с первоначально заданным АМ-37 должен был на высоте 7 — 8 км развивать скорость 640 км/ч, иметь потолок 13 км и дальность 650 км. Он предназначался для ведения активного воздушного боя и уничтожения противника на основе преимуществ в скорости. Считалось, что с подвесными баками его можно будет использовать как истребитель сопровождения.

И-200 имел смешанную конструкцию: хвостовая часть фюзеляжа с ки-



Первый опытный экземпляр истребителя И-200 с мотором АМ-35А

лем и консоли крыла — деревянные (с использованием дельта-древесины), а передняя часть фюзеляжа, центроплан и стабилизатор — металлические. Вооружение состояло из трех синхронных пулеметов: одного крупнокалиберного БС и двух скорострельных ШКАС. Установить же пушку в развале блока цилиндров мотора, как на И-26 и И-301, не позволяла конструкция АМ-35А.

Опытные экземпляры И-200 строились очень быстро. Вслед за первым экземпляром, совершившим первый полет 5 апреля 1940 г. (летчик-испытатель А. Н. Екатов), в мае 1940 г. вышел второй, а в июне третий. В процессе заводских испытаний, участие в которых принимали и летчики-испытатели НИИ ВВС, самолет показал очень хорошие летные данные. Поэтому в конце мая 1940 г. еще до проведения государственных испытаний вышло постановление о запуске нового истребителя в серию. Обстановка того времени заставляла торопиться. Государственные испытания И-200 начались в конце августа 1940 г. Через 15 дней они успешно завершились, подтвердив, что самолет в основном отвечает предъявленным требованиям (рис. 2, табл. 1), но в то же время нуждается в некотором усовершенствовании. В частности, необходимо было улучшить устойчивость, повысить дальность полета, установить предкрылки, усилить вооружение, улучшить шасси. Началось интенсивное совершенствование И-200, осуществляемое уже по ходу начинавшегося его серийного выпуска. К этим работам подключился ЦАГИ. Исследования самолета в натурной аэродинамической трубе Т-101 позволили не только в кратчайший срок выявить резервы по повышению аэродинамического совершенства этого истребителя, но и улучшить характеристики устойчивости и управляемости. Быстрыми темпами шли также и летные испытания по доводке И-200. Правда, в одном из полетов погиб летчик-испытатель А. Н. Екатов. И хотя причину катастрофы достоверно установить так и не удалось, она уже не могла повлиять на ход работ. Все изменения в конструкции, направленные на улучшение истребителя, проверялись в испытательных полетах и тут же внедрялись в серию. Эти изменения накапливались очень быстро, и, чтобы отличать самолеты первых серий от улучшенных и в связи с общим изменением системы обозначения самолетов, принятой в СССР, первым 100 самолетам И-200 было присвоено наименование МиГ-1, а последующим МиГ-3.

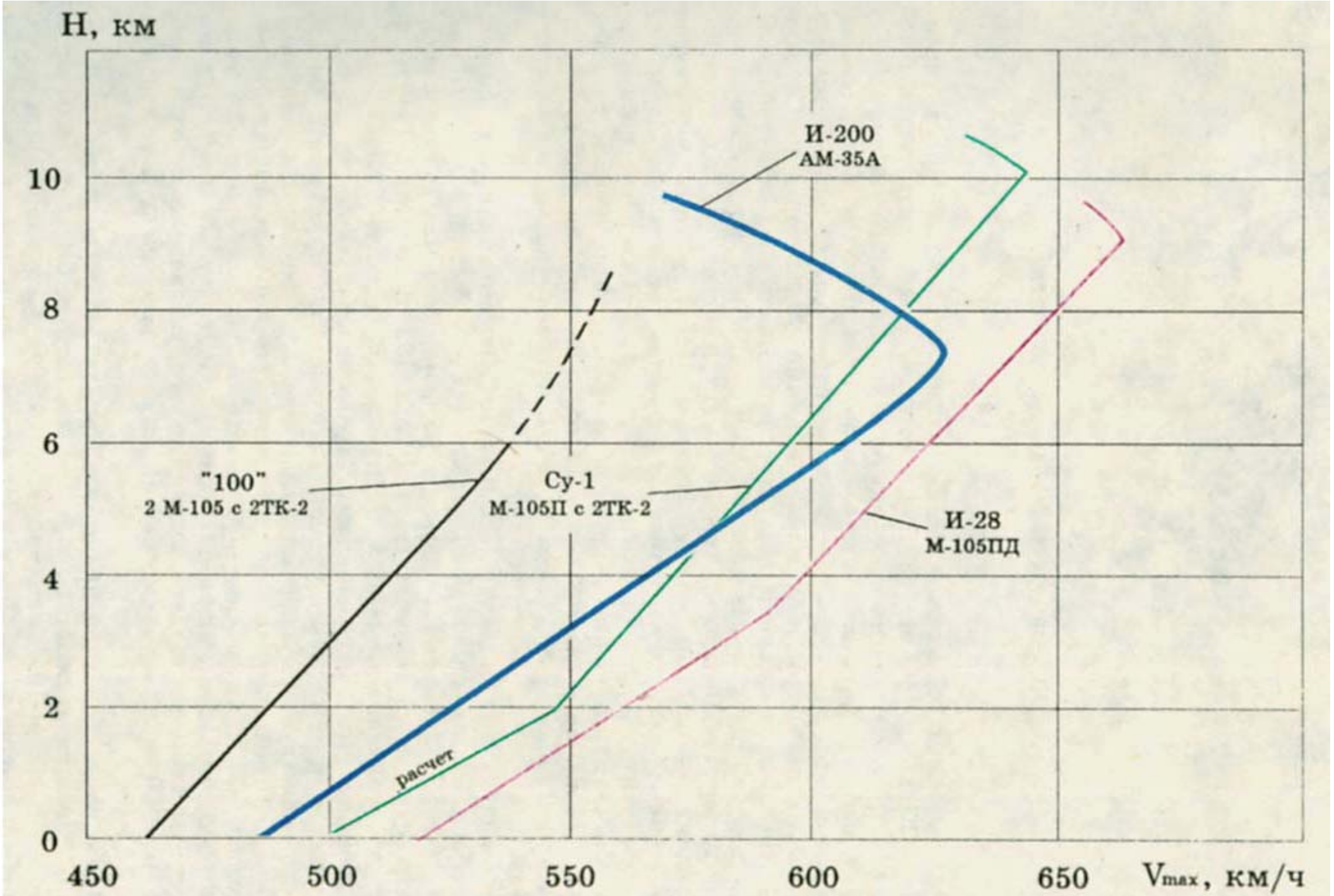


Рис. 2. Высотно-скоростные характеристики опытных высотных истребителей периода 1939 — 1941 гг.



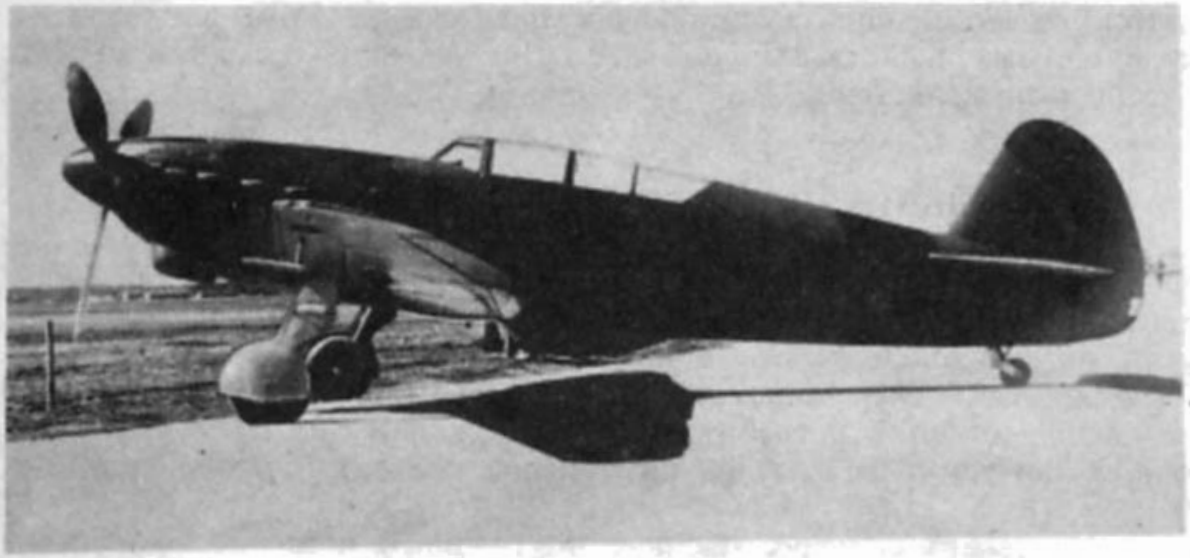
Высотный истребитель И-330 (Су-1) с мотором М-105ТК

По сравнению с первыми МиГ-1 запас топлива на МиГ-3 увеличился с 290 кг до 463 кг, на 30% возросла и дальность полета, достигнув 820 км. Это позволяло рассчитывать на использование МиГ-3 также и в качестве истребителя сопровождения, так как с подвесными бензобаками его дальность могла стать еще больше. МиГ-3 обладал лучшими пилотажными и эксплуатационными качествами, чем первые И-200. Но из-за возросшего веса скороподъемность МиГ-3 ухудшилась. Состав вооружения при переходе от МиГ-1 к МиГ-3 не изменился, но уже в то время считалось, что мощь его вооружения недостаточна. В условиях быстро нараставшего выпуска МиГ-3 усилить вооружение путем минимальных конструктивных доработок не удалось, да и резервов по увеличению веса почти не оставалось. Основным преимуществом МиГ-3 в сравнении с другими истребителями являлся большой потолок (11 500 м), самая большая скорость и хорошая маневренность на высотах больше 5 км. Таким образом, основная цель, стоявшая перед конструкторами, была достигнута.

В конструкторском бюро П. О. Сухого для высотного истребителя, получившего обозначение И-330, а затем Су-1, был принят серийный мотор М-105П, снабженный двумя турбокомпрессорами ТК-2. Задание на разработку этого самолета было дано в 1939 г., а летом 1940 г. он вышел на испытания (летчик А. П. Чернавский, а затем В. П. Федоров).

Чтобы снизить аэродинамическое сопротивление самолета на больших высотах и тем самым увеличить его потолок и улучшить маневренность, конструкторы спроектировали для Су-1 крыло с удлинением на 20 — 30% большим, чем у других отечественных одномоторных истребителей. С этой же целью площадь крыла была выбрана такой, чтобы обеспечить сравнительно небольшую нагрузку на 1 м^2. В совокупности все это могло дать дополнительное увеличение потолка примерно на 500 — 800 м, несмотря на то что вес крыла возрастал на 10 — 15%.

Проблема веса для высотного истребителя являлась одной из центральных. Достаточно отметить, что для самолета весом около 3000 кгс и с мотором типа М-105 снижение веса на 100 кгс могло бы увеличить потолок примерно на 200 м. Некоторый выигрыш в весе был получен благодаря тому, что крыло Су-1 сделали цельнометаллическим, оно было легче цельнодеревянного. Несмотря на жесткие весовые ограничения конструкторы Су-1 пошли на то, чтобы самолет имел вооружение и дальность не меньшие, чем у обычных истребите-



Высотный истребитель И-28 с мотором М-105ПД

лей. Вооружение Су-1 было таким же, как у И-26, а запас топлива позволял летать на дальность свыше 700 км. Расчеты показывали, что Су-1 мог иметь отличные летные характеристики (см. табл. 1, рис. 2). Казалось бы, конструкторы сделали все, чтобы самолет стал полноценным истребителем, обладающим высокими боевыми качествами. Но успешного завершения работа не получила. В связи с неполадками в работе силовой установки, преодолеть которые не удалось, летные испытания Су-1 продолжались очень долго и не были закончены. На государственные испытания он не передавался. В менее высотном варианте (без ТК) Су-1 также не имел уже перспектив, так как запоздал: заводы осваивали выпуск Як-1, ЛаГГ-3 и МиГ-3.

Та же участь, что и Су-1, постигла высотный истребтель А. С. Яковлева И-28, спроектированный вслед за И-26 и имевший близкую с ним аэродинамическую компоновку. На самолете был установлен высотный мотор М-105ПД с двухступенчатым нагнетателем. В процессе продолжительных испытаний так и не была достигнута необходимая надежность работы М-105ПД. И хотя И-28 показал выдающуюся среди истребителей тех лет скорость (665 км/ч на высоте 9150 м, см. рис. 2), имел хорошие маневренные и пилотажные качества и во многом сходную с Як-1 конструкцию, что существенно облегчило бы налаживание производства, передавать его в серию было нельзя.

Таким образом, из всех разработанных и построенных высотных истребителей в серийное производство был запущен только МиГ-3. Последующему сокращению работ по высотным истребителям сопутствовали следующие обстоятельства. Во-первых, общее снижение объема опытных работ в стране с целью концентрации усилий на серийном выпуске выбранных уже образцов авиатехники. Во-вторых, ознакомление советских авиационных специалистов с основными типами боевых самолетов Германии в конце 1939 г., а затем в 1940 г. (когда были закуплены и испытаны многие немецкие самолеты) показало, что они имели сравнительно небольшую высотность, и поэтому истребители типа Су-1 и И-28 не нашли бы себе в то время противников на границе со стратосферой, а для уничтожения самолетов, летящих на высотах до 10 км, вполне подходил МиГ. И, в-третьих, практика воздушных боев начавшейся вскоре Великой Отечественной войны показала, что

они ведутся на небольших высотах, как правило до 4 км, вне зависимости от высотных свойств самолетов. В этих условиях даже высотность МиГ-3 оказалась излишней.

ДАЛЬНИЕ ИСТРЕБИТЕЛИ СОПРОВОЖДЕНИЯ

Перед войной считалось, что ВВС необходим дальний или, как его еще называли, тяжелый истребитель сопровождения. Проектирование таких истребителей велось в конструкторских бюро В. К. Таирова, Н. Н. Поликарпова, А. И. Микояна, С. А. Кочеригина и П. Д. Грушина. Правда, задача создания истребителей сопровождения не считалась первоочередной, поэтому работы по ним велись не так широко, как по другим.

Исходя из своего целевого назначения тяжелый истребитель должен был иметь большую дальность полета, необходимую для сопровождения фронтовых бомбардировщиков. Подкупала необычайная тактическая гибкость применения такого самолета, которая вытекала из следующих его особенностей. Поскольку самолет располагал значительным запасом топлива и большой прочностью, которая рассчитывалась по требованиям к истребителю, он в случае необходимости мог взять сравнительно много бомб и использоваться в качестве бомбардировщика и даже, правда ограниченно, штурмовика. Запас топлива позволял рассчитывать и на эффективное выполнение задач разведки не только прифронтовой зоны, но и оперативных тылов противника. Ну и, конечно же, при уменьшенном запасе топлива такой самолет, как считалось, мог использоваться и как обычный истребитель. По существу, тяжелый истребитель сопровождения оказывался многоцелевым самолетом, при проектировании которого все же ставилась задача обеспечения наилучших качеств по его прямому назначению, а не всех возможных областей его применения.

Первым тяжелый истребитель создал В. К. Таиров. Его ОКО-6 с двумя моторами М-88 был выпущен в конце 1939 г. Испытания вел летчик Ю. К. Станкевич. С октября 1940 г. испытывали уже его улучшенный вариант ОКО-6бис с двумя моторами М-88Р, который имел смешанную конструкцию с частично бронированной кабиной летчика. Очень мощным было вооружение — четыре пушки ШВАК и два пулемета ШКАС.

Интересная особенность самолета заключалась в разном направлении вращения винтов. Предполагалось, что это позволит снизить ги-



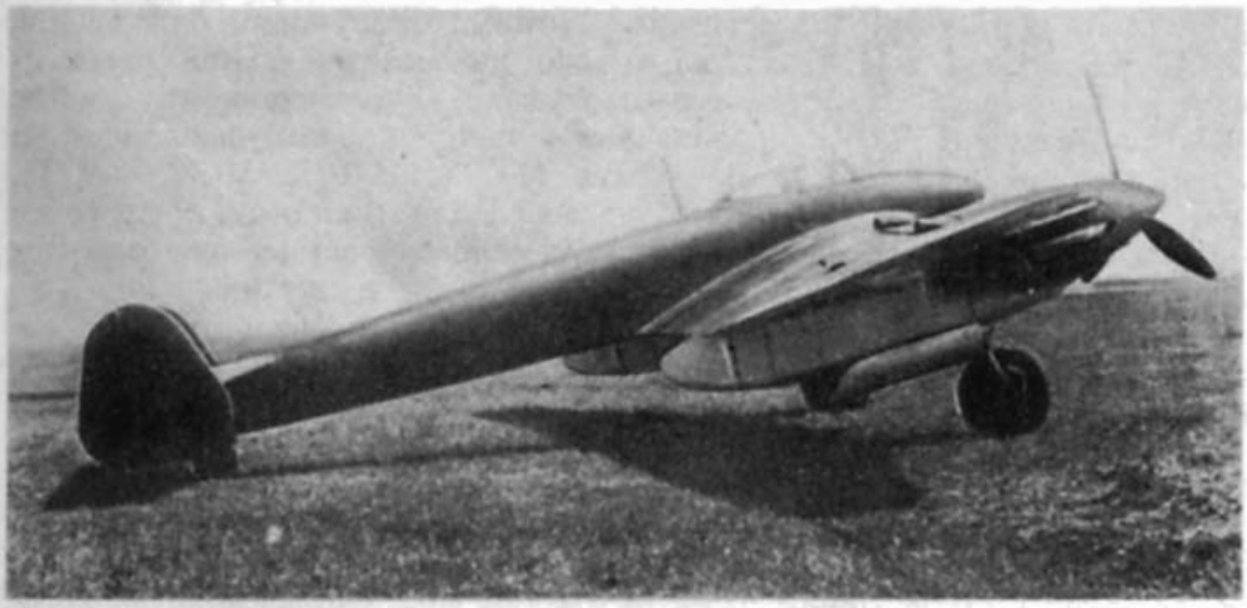
Тяжелый истребитель сопровождения ОКО-6бис с моторами М-88Р



Тяжелый истребитель сопровождения ТИС с моторами АМ-37

роскопический момент и упростить пилотирование. На летных испытаниях ОКО-6бис показал высокие скорости горизонтального полета: у земли — 477 км/ч, на высоте 7,2 км — 595 км/ч. Вместе с тем в связи с пониженной энерговооруженностью, что характерно для самолетов такого назначения, вертикальная маневренность и скороподъемность у него были невысокие.

В мае 1941 г. начал испытываться третий вариант ОКО-6, имевший обозначение Та-3. Площадь крыла этого истребителя была увеличена, усилено вооружение. Скорость Та-3 на 15 — 17 км/ч была меньше, чем у ОКО-6бис, а дальность 1060 км не могла считаться достаточной для сопровождения бомбардировщиков. Но так как Та-3 был вооружен двумя пушками калибра 20 мм и одной калибра 37 мм, его можно было использовать не только как фронтовой истребитель, но и для атаки наземных целей. Однако наличие серийных фронтовых истреби-



Дальний истребитель сопровождения ДИС с моторами АМ-37

телей с более высокими летными характеристиками, а также начало серийного выпуска бронированного штурмовика Ил-2 определили бесперспективность дальнейшей доводки этого варианта Та-3. Чтобы повысить дальность и вернуть самолету его первоначальное назначение истребителя сопровождения, конструкторы существенно увеличили запас горючего и применили крыло еще большей площади и удлинения. Вес Та-3бис возрос на 10% и достиг 6626 кгс. Дальность стала 2065 км. Но это было уже во время войны.

В мае 1941 г. выпускается истребитель сопровождения Н. Н. Поликарпова, названный ТИС (тяжелый истребитель сопровождения). Самолет имел два двигателя АМ-37. Дальний истребитель сопровождения А. И. Микояна (ДИС, или МиГ-5) также с двумя АМ-37 появился во второй половине 1941 г. Испытания этих самолетов развернулись уже во время войны.

Такое запаздывание в разработке дальнего истребителя объясняется занятостью конструкторских бюро работами по фронтовым и высотным истребителям. Да и практика боевых действий начавшейся вскоре войны показала, что в таких самолетах нет острой нужды.

ФОРМИРОВАНИЕ ПАРКА ИСТРЕБИТЕЛЕЙ

Из всей массы опытных истребителей нового поколения, прошедших летные испытания, для серийной постройки были отобраны три: И-26 (Як-1), И-301 (ЛаГГ-3), И-200 (МиГ-1, затем МиГ-3). В сравнении с выпускавшимися еще в 1940 г. истребителями И-16 (типов 24 и 29) и И-153 с моторами М-63 новые самолеты обладали на 120 — 150 км/ч бо́льшими скоростями полета. Это было достигнуто благодаря установке новых моторов большой мощности, эффективных винтов изменяемого шага, а также высокому аэродинамическому совершенству компоновок. Новые истребители-монопланы отличались хорошо обтекаемой формой, сравнительно небольшим аэродинамическим сопротивлением, приходящимся на систему охлаждения, и повышенной удельной нагрузкой на крыло.

Эти серийные истребители создавались под моторы жидкостного охлаждения, которые к тому времени были одновременно и новые, и уже доведенные до серийной постройки. Из новых моторов воздушного охлаждения относительно доведен был только М-88, но по своей мощности и высотности он не вполне подходил для разрабатывавшихся истребителей. Известный впоследствии двигатель воздушного охлаждения М-82 А. Д. Швецова к 1941 г. был только на выходе, и при проектировании истребителей на него не рассчитывали. Характерно, что многие истребители вначале проектировались не под уже выпускавшиеся, а под перспективные моторы, такие, как М-106, М-107, М-90, АМ-37, которые по мощности и высотности превосходили серийные. Разработка и доводка новых двигателей затянулась, и конструкторы самолетов, чтобы уложиться в отведенные сроки, вынуждены были устанавливать уже имевшиеся в то время моторы. Это существенно ускоряло процесс создания и доводки новых самолетов, но не обеспечивало достижение желаемых летных качеств. Для некоторых самолетов приемлемой замены силовой установки так и не нашлось, и поэтому в то время их летные испытания провести не удалось (например, И-185).

В конструкции всех советских серийных истребителей нового поколения дефицитные материалы применялись в очень ограниченном количестве. В условиях предвоенного времени это являлось чрезвычайно важным обстоятельством, так как давало возможность наладить крупносерийное производство новых самолетов несмотря на дефицит алюминиевых сплавов.



Немецкий истребитель Ме-109Е-3 (Bf 109E-3). Испытания на штопор

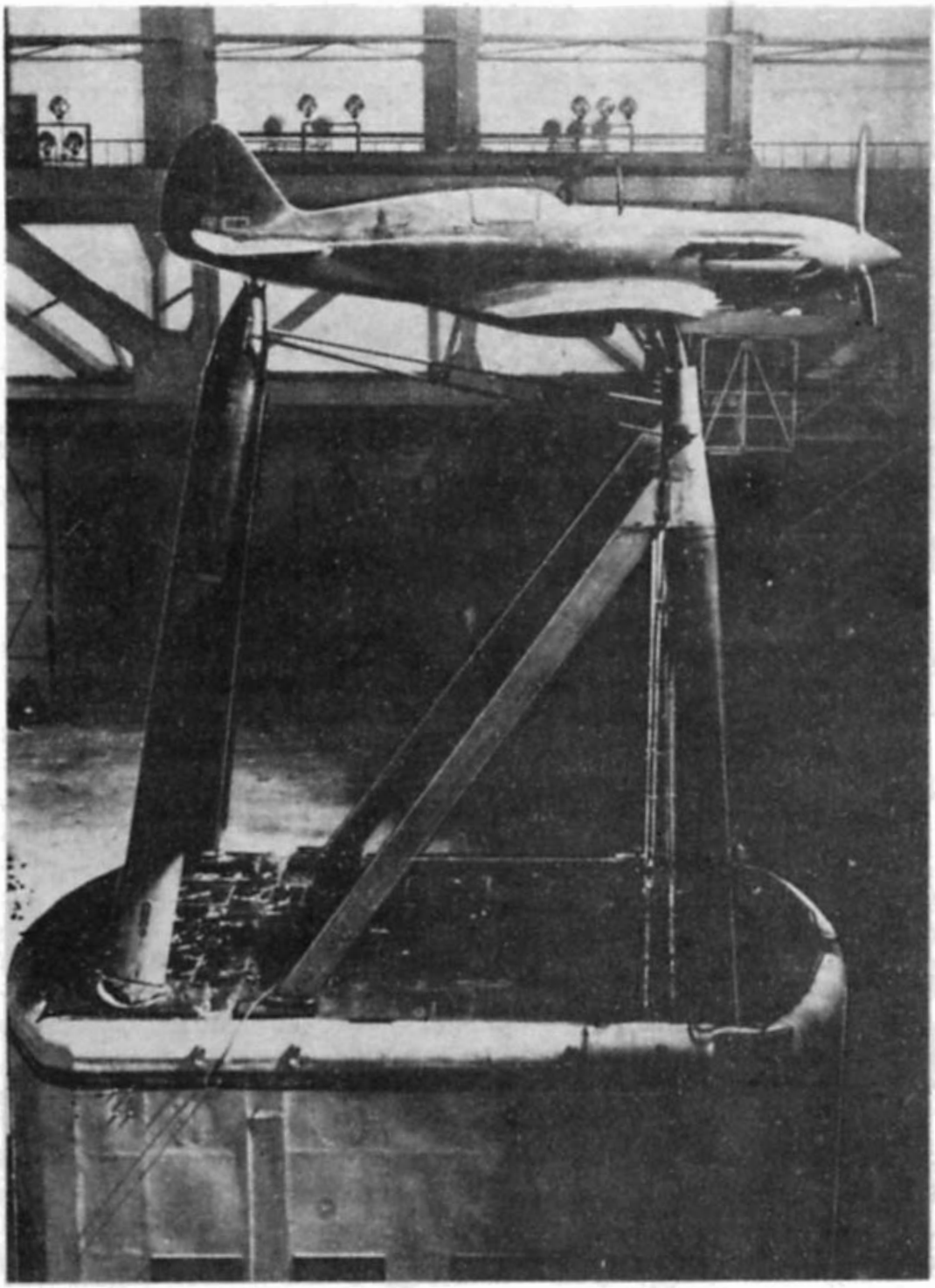
Уже во время войны это сыграло не менее важную роль в обеспечении серийного производства самолетов, когда значительная часть сырьевой и производственной базы не могла быть использована, так как находилась на территории, временно оккупированной фашистами. Конечно, цельнодеревянные силовые конструкции самолетов в весовом отношении проигрывали металлическим, что влекло за собой снижение ряда летных характеристик, в первую очередь скороподъемности. Широкое применение недефицитных материалов в отечественных самолетах являлось вынужденным, но единственно возможным тогда шагом.

В соответствии с тактико-техническими требованиями почти все истребители нового поколения должны были иметь высотность 6 — 10 км, что отражало концепцию военных специалистов о характере будущей войны в воздухе. Но по ходу разработки и испытаний новых самолетов требования к ним уточнялись в соответствии с обстановкой и результатами анализа техники потенциального противника. Так, отказались от достижения большой высотности, и у новых самолетов она составляла 4,8 — 7,8 км, что вполне удовлетворяло военных.

В конце 1940 — начале 1941 г. заводы приступили к выпуску МиГ-1 (затем МиГ-3), Як-1 и ЛаГГ-3. Эти истребители стали поступать на вооружение ВВС Красной Армии.

Основным истребителем гитлеровской Германии в 1941 г. являлся Ме-109Е. Этот самолет, имевший цельнометаллическую конструкцию, строился серийно на протяжении почти трех лет, был хорошо отработан и освоен летным и техническим составом. Несколько закупленных в Германии Ме-109Е прошли в СССР в 1940 г. всесторонние испытания [1, д. 485].

МиГ-3 на начало 1941 г. был одним из самых скоростных боевых самолетов. По скоростным и маневренным качествам на высотах больше 5 км он не имел себе равных не только в СССР, но и за рубежом. Но далось это ценой ухудшения его летных свойств на небольших высотах.



Истребитель МиГ-3 на весах натурной аэродинамической трубы Т-101

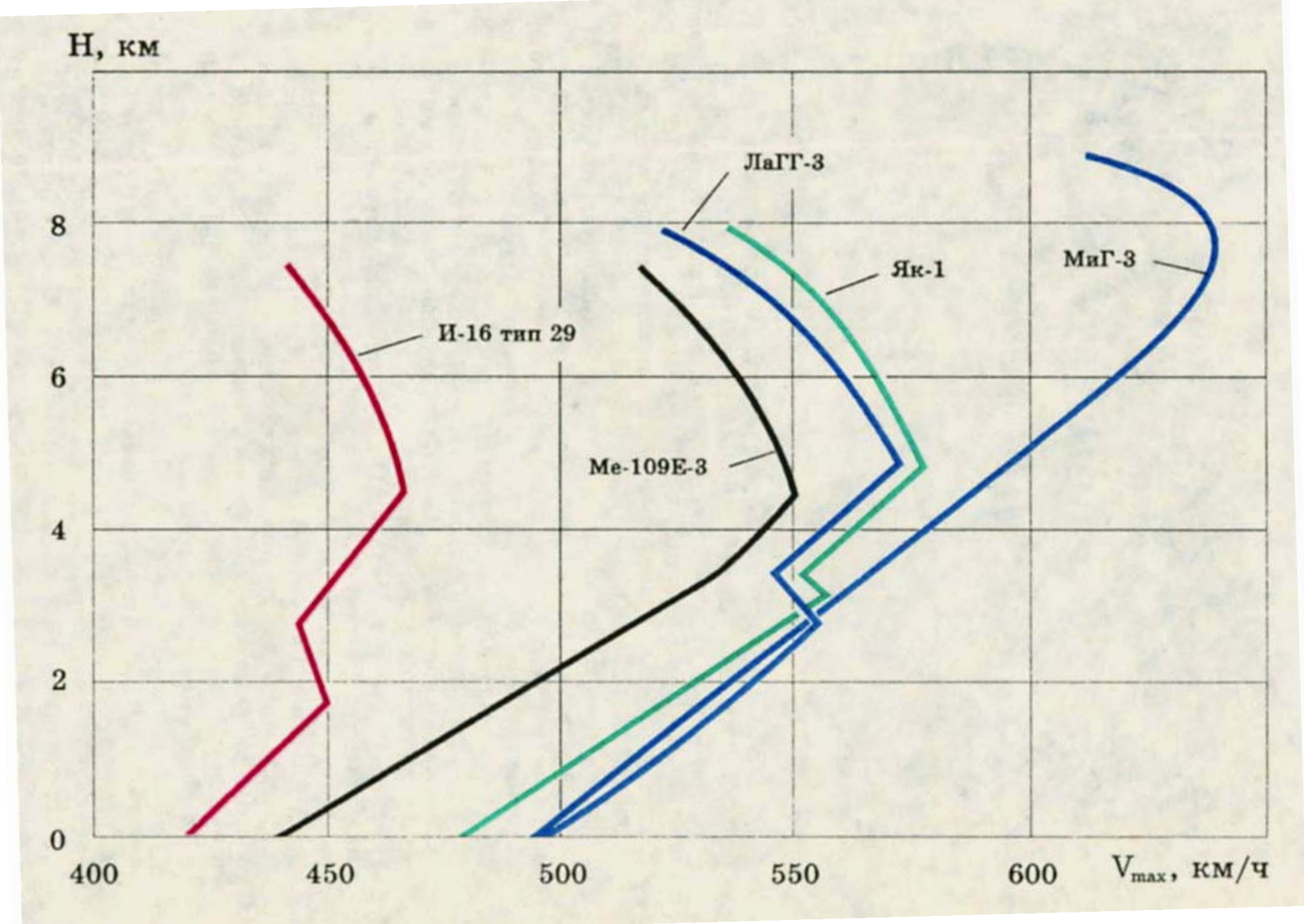
По сравнению с Ме-109Е истребитель МиГ-3 обладал преимуществом в скорости и в установившемся горизонтальном маневре во всем диапазоне высот (табл. 2, рис. 3), но по скороподъемности на номинальном режиме работы мотора он уступал ему в диапазоне высот 1— 4 км. По вертикальному маневру МиГ-3 имел превосходство лишь тогда, когда могло быть реализовано его преимущество в скорости или же на высоте более 4 км. При равных же скоростях полета в диапазоне высот 1 — 4 км Ме-109Е, обладая большей энерговооруженностью, превосходил МиГ-3 в этом виде маневра. Таким образом, боеспособность МиГ-3 существенно зависела от того диапазона высот, в котором велись воздушные бои, и от тактики боя.



Истребитель Як-1

Не все поначалу складывалось удачно при освоении МиГ-1 в строевых частях, что объяснялось, например, его малой продольной устойчивостью, склонностью к срыву в штопор, большой посадочной скоростью. При переходе к МиГ-3 некоторые из этих недостатков были устранены. Однако техника пилотирования осталась все же сравнительно сложной. Труден был взлет из-за сильной склонности к развороту. Не удалось снизить и посадочную скорость. МиГ не «терпел» высокого выравнивания, а при перетягивании ручки управления не опускал нос, а сваливался на крыло. Поэтому велика была аварийность при освоении его летчиками, ранее летавшими на простых в управлении истребителях, таких, как И-15бис и И-153. Характерен отзыв о МиГ-3 летчика, участника войн в Испании и Китае Героя Советского Союза Г. Н. Захарова, до этого летавшего практически на всех серийных истребителях, начиная с И-2бис: «МиГ был тяжеловат для истребителя. Ошибок при пилотировании он не прощал, был рассчитан только на хорошего летчика. Средний летчик на МиГе автоматически переходил в разряд слабых, а уже слабый просто не мог бы на нем летать...» [4]. Но так или иначе процесс освоения МиГа постепенно налаживался, и в войсках становилось все больше авиационных соединений, имевших на вооружении этот истребитель. Из истребителей нового поколения МиГ в предвоенный период был самым массовым самолетом.

В отличие от МиГ-3 и ЛаГГ-3 истребитель Як-1 не имел каких-то выделяющих его тактических или конструктивных особенностей в отношении вооружения, дальности, высотности или применяемых материалов. Но именно благодаря этому обстоятельству, подкрепленному высокой весовой культурой проектирования, истребитель Як-1 стал самым легким советским боевым самолетом нового поколения. Конструкторы смогли добиться такого сочетания его летных и тактических качеств, которые в совокупности обеспечили высокую боеспособность истребителя на малых и средних высотах, то есть именно там, где главным образом и велись потом бои на советско-германском фронте. Як-1 обладал не только высокой скоростью полета, но и был самым манев-


H, км
8
6
4
2
0
ЛаГГ-3
Як-1
МиГ-3
И-16 тип 29
Ме-109Е-3
400
450
500
550
600
V_{max}, км/ч

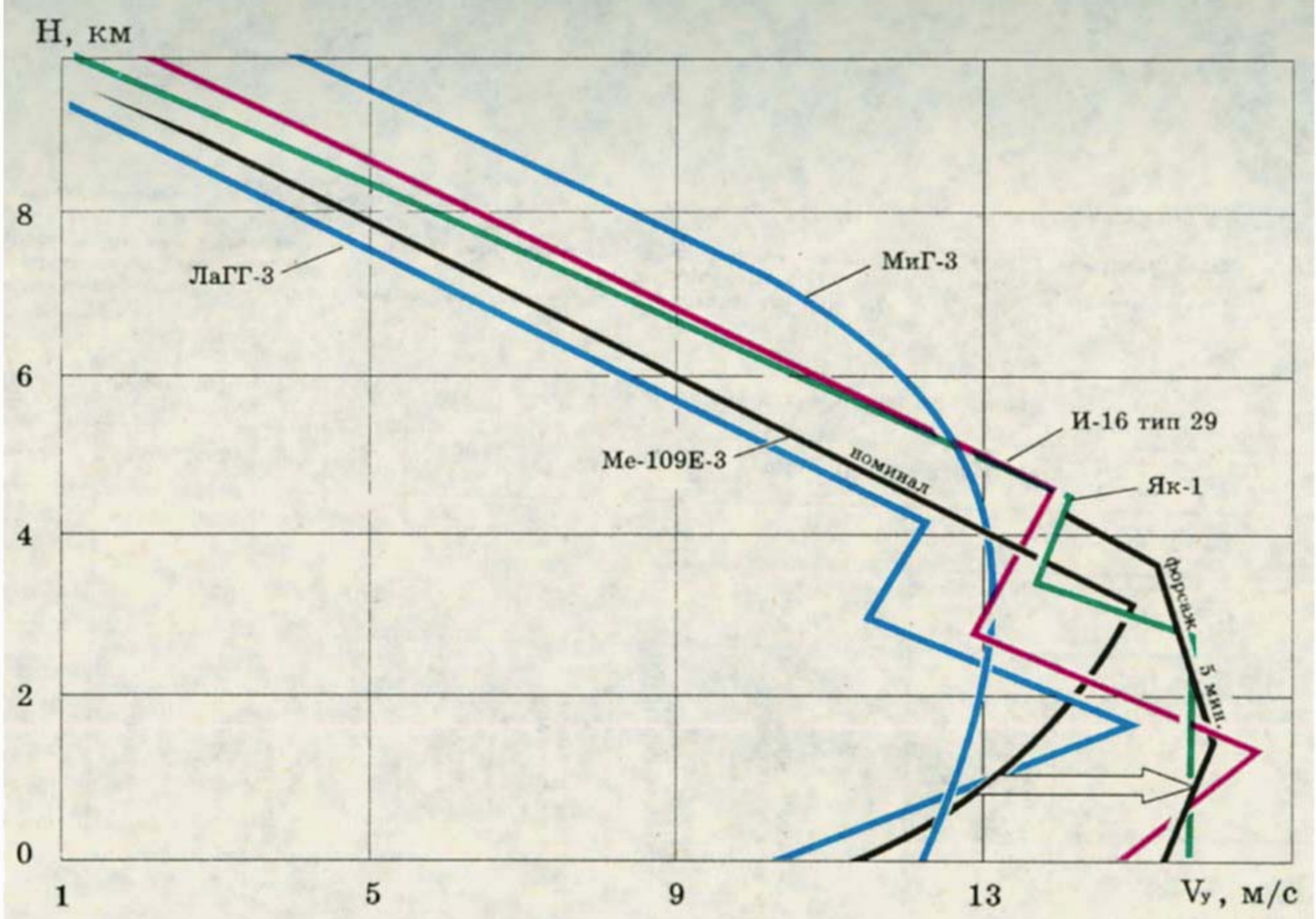


Рис. 3. Высотно-скоростные характеристики серийных истребителей (по состоянию на май — июнь 1941 г.)

Таблица 2

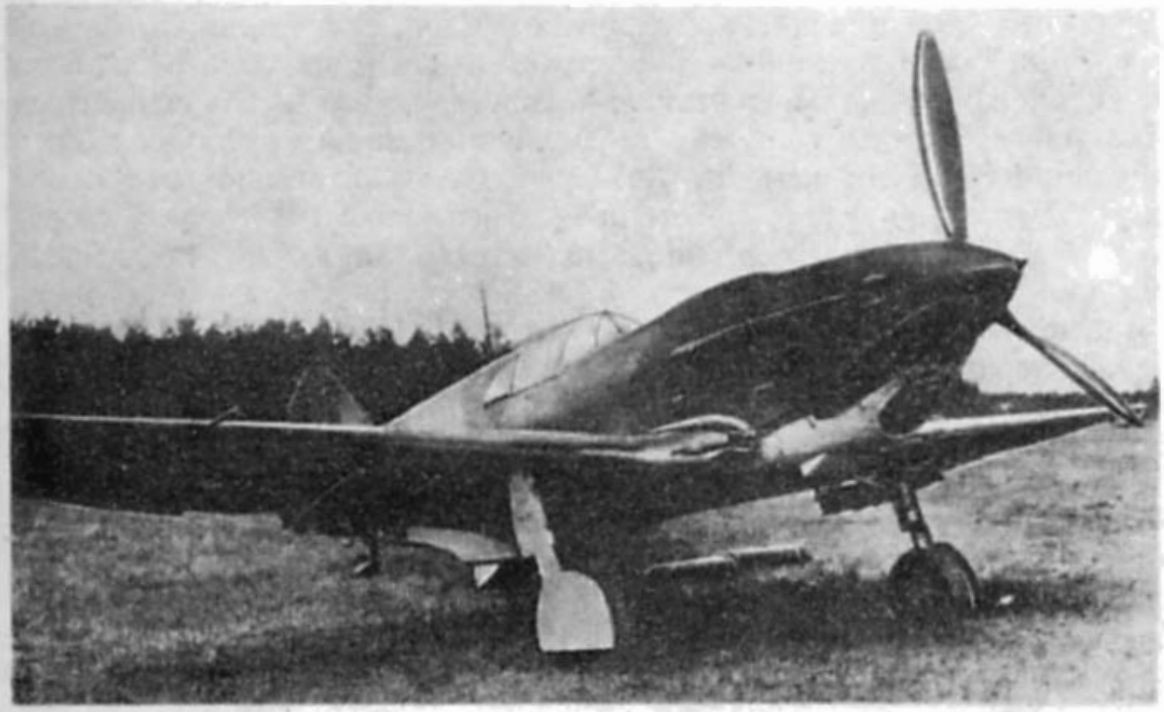
Самолет	Мотор	Взлетный вес, кгс	Мощность на расчетной высоте, л.с.	Удельная нагрузка на крыло, кгс/м²	Максимальная скорость, км/ч		Время виража на высоте 1000 м, с	Набор высоты за боевой разворот с 1000 м, м	Время набора высоты 5000 м, мин	Практический потолок, м	Дальность полета, км	Посадочная скорость, км/ч	Вооружение: число стволов × × тип (калибр)	
					у земли	на расчетной высоте, м							пулеметы	пушки
ЛаГГ-3	М-105П	3346	1050	192	498	575/5000	19 – 20	800	6,8	9500	870	143	2 × БС (12,7) 1 × БК (12,7) 2 × ШКАС (7,62)	–
Як-1	М-105П	2858	1050	167	480	578/4950	20 – 21	900	5,7	10 000	700	137	2 × ШКАС (7,62)	1 × ШВАК (20)
МиГ-3	АМ-35А	3355	1200	192	495	640/7800	21 – 23	850	6,5	11 000	820[1]	142	1 × БС (12,7) 2 × ШКАС (7,62)	–
Ме-109Е-3	DB-601A	2605	1025	160	440	550/4450	23,9 – 26,0[2]	750 – 800	6,3[3]	10 000	630	128	4 × MG-17 (7,92) или[4] 2 × MG-17 (7,92)	– 2 × MGFF (20)

[1] При нормальной работе высотного корректора дальность возрастала до 1000 км.

[2] При испытаниях в НИИ ВВС время виража на максимальном крейсерском режиме работы мотора составляло 26,5 – 29,4 с.

[3] Использование пятиминутного режима повышенной мощности, обычно применявшегося для набора высоты и иногда в воздушном бою, сокращало время подъема на 5 км до 5,3 – 5,6 мин.

[4] Большинство серийных Ме-109Е имело пулеметно-пушечное вооружение В НИИ ВВС испытывался серийный самолет с пулеметным вооружением.



·Истребитель ЛаГГ-3 (пятипулеметный вариант вооружения)

ренным серийным истребителем нового поколения. В сравнении с МиГом и ЛаГГом истребитель Як-1 имел большую энерговооруженность, что обеспечивало лучшую приемистость, он обладал лучшими пилотажными качествами и был проще в технике пилотирования, что снискало ему заслуженную любовь летного состава. Эти качества его были тем более важны, что упрощали процесс переучивания на новую технику, а во время войны способствовали быстрому вводу в строй молодых летчиков, прошедших ускоренное обучение и не обладавших еще высокой или даже средней квалификацией. Правда, в конструктивном плане Як-1 имел один существенный недостаток, который отмечался летчиками — плохой обзор назад из-за развитого гаргрота фюзеляжа. Этот недостаток, обусловленный стремлением снизить аэродинамическое сопротивление, был в то время присущ многим советским и иностранным истребителям. Як-1 имел еще один недостаток компоновки — неразъемное крыло, из-за чего усложнялись его эксплуатация, транспортировка и ремонт (зато получался заметный выигрыш в весе конструкции). Но эти недостатки не имели принципиального значения и не оказывали сильного влияния на боеспособность истребителя. В сравнении с Ме-109Е истребитель Як-1 предвоенного выпуска по комплексу летных и боевых качеств имел превосходство на всех высотах (см. табл. 2, рис. 3), уступал он только по посадочным характеристикам.

Истребитель ЛаГГ-3 заметно отличался от МиГ-3 и Як-1, в первую очередь, цельнодеревянной конструкцией с использованием дельта-древесины и более мощным вооружением. Состав вооружения ЛаГГ-3 в процессе серийной постройки изменялся. На самых первых довоенных сериях оно состояло из пяти пулеметов: трех крупнокалиберных и двух скорострельных. Но вскоре вместо центрального пулемета стали ставить пушку ШВАК. Кроме того, под крылом могли подвешиваться шесть — восемь РС-82 или две бомбы. Такого вооружения не было ни на одном новом серийном истребителе нашей страны. Кроме того, ЛаГГ-3 обладал большим запасом топлива и соответственно большой дальностью полета. Каждое из этих свойств само по себе повышало ценность самолета как

боевой единицы, увеличивая эффективность его применения. Но собранные воедино все эти качества не дали ожидаемого положительного эффекта. Реализация цельнодеревянной конструкции и одновременно повышение мощи бортового оружия и увеличение запаса топлива дались ценой ухудшения других качеств ЛаГГа. Сильно возросший вес самолета (на 12% по сравнению с опытным экземпляром) ухудшил скороподъемность, приемистость, вертикальный маневр и взлетно-посадочные характеристики, появилась склонность к штопору при выполнении энергичных маневров. ЛаГГ был тяжел в управлении. К тому же в производстве не сразу далось освоение конструкции этого истребителя. Качество постройки серийных ЛаГГ-3 было заметно ниже, чем опытного экземпляра, что выражалось в повышении аэродинамического сопротивления и опять-таки в дополнительном, уже ничем не оправданном увеличении веса. Да и отделка поверхности лаком ВИАМ Б-3 в серийном производстве так и не использовалась, что вело к росту лобового сопротивления истребителя по сравнению с опытной машиной.

Излишняя масса ЛаГГ-3 в сочетании с ухудшенной аэродинамикой привели не только к снижению его основных летных данных, но существенно повлияли и на эксплуатационные характеристики. Конечно же, конструкторы делали все возможное, чтобы сохранить летные и эксплуатационные данные своего истребителя. В частности, введение предкрылков улучшило пилотажные свойства и позволило практически сохранить маневренность самолета в горизонтальной плоскости. Дорабатывалось шасси и некоторые элементы конструкции. Но все недостатки преодолеть было невозможно. Для своего мотора ЛаГГ-3 оставался слишком тяжелым.

Увеличивая дальность и усиливая мощь вооружения, конструкторы ЛаГГа, конечно, учитывали многие последствия, связанные с увеличением веса и ухудшением аэродинамических свойств самолета*. Но найти оптимальный компромисс и настоять на нем в то время не удалось. Тем более что в предвоенные годы, когда еще не было практического опыта использования новых истребителей в бою, не было, естественно, и четкого критерия, какими средствами можно достигнуть максимальной боевой эффективности. Во многом самолетостроители действовали на основании прогнозов как своих, так и военных специалистов — непосредственных заказчиков авиатехники. Как показала Великая Отечественная война, эти прогнозы не всегда и не во всем были верными.

Несмотря на ряд недостатков, многие из которых проявились уже во время войны, без ракетного и бомбового вооружения ЛаГГ-3 предвоенного выпуска имел некоторое преимущество перед Ме-109Е по скорости во всем диапазоне высот (см. табл. 2). Несколько большей была и дальность полета ЛаГГа. В то же время по скороподъемности ЛаГГ-3 уступал Ме-109Е почти на всех высотах. При относительно небольших скоростях полета вертикальный маневр ЛаГГа также оказывался хуже.

Таким образом, каждый новый советский истребитель имел свои сильные и слабые стороны. Як-1, ЛаГГ-3 и МиГ-3 хорошо дополняли друг друга по таким основным тактическим данным, как высотность, дальность, вооружение. В плане боевого применения Як-1 больше всего подходил для воздушных боев на малых и средних высотах, ЛаГГ-3 — для уничтожения бомбардировщиков противника и частично для штурмовых действий и выполнения задач сопровождения, МиГ-3 — для уничтожения самолетов противника любого назначения на средних и

* Именно поэтому на самолетах первых серий вместо пушки устанавливали более легкое оружие — крупнокалиберный пулемет БК.

больших высотах. В условиях относительной неопределенности в представлениях о характере будущей войны в воздухе такое взаимное дополнение боевых свойств истребителей имело большое значение и позволяло избежать возможных просчетов. С другой стороны, это давало возможность более гибко использовать истребительную авиацию. Теперь необходимо было только время для полного перевооружения советских ВВС на боевые машины новых типов и их окончательную доводку, так как некоторые недостатки самолетов проявляются уже при их массовой эксплуатации в строевых частях.

Из месяца в месяц производство новых истребителей неуклонно возрастало, и в первой половине 1941 г. их уже было выпущено 1946 экземпляров: 1289 самолетов МиГ-3, 335 Як-1 и 322 ЛаГГ-3.

ЛИТЕРАТУРА

1. ЦГАСА, ф. 24708, оп. 9, д. 494.
2. ЦГАНХ, ф. 8044, оп. 1, д. 238.
3. Ионов П. П. Истребительная авиация. — М.: Воениздат, 1940, с. 73, 136.
4. Захаров Г. Н. Я — истребитель. — М.: Воениздат, 1985, с. 106.

Глава 2 НОВЫЕ ШТУРМОВИКИ, БОМБАРДИРОВЩИКИ И МОРСКИЕ САМОЛЕТЫ

БРОНИРОВАННЫЕ ШТУРМОВИКИ

Испытания опытного бронированного штурмовика БШ-2 (ЦКБ-55), начатые осенью 1939 г., возродили интерес советских военных специалистов к боевому самолету такого типа. Этому способствовали военные действия фашистской Германии 1939 — 1940 гг. против Польши и Франции, характерной особенностью которых являлось массированное применение высокоподвижных бронетанковых и моторизованных частей, тесно взаимодействовавших с пикирующими бомбардировщиками Юнкерс Ju-87.

По результатам государственных испытаний бронированного штурмовика БШ-2 было признано необходимым построить небольшую их серию для войсковых испытаний, оценки боевых и тактических качеств, изучения способов боевого применения. Однако запланированная серия самолетов БШ-2 не была построена, а основное внимание военных специалистов сосредоточилось на разработке технических требований к новому поколению бронированных самолетов, которые по своим летно-техническим и тактическим данным значительно превосходили бы БШ-2 и более полно удовлетворяли требованиям, выдвинутым начавшейся второй мировой войной и общим прогрессом авиационной техники. В сложившихся условиях работы по дальнейшему совершенствованию БШ-2 С. В. Ильюшин выполнял в инициативном порядке.

Накануне второй мировой войны кроме БШ-2 разрабатывался еще один тип защищенного броней самолета, который предназначался для действий в качестве штурмовика и бомбардировщика. Задание на его проектирование было дано в 1938 г. Работы по самолету, названному ШБ (штурмовик-бомбардировщик), велись конструкторским коллективом во главе с П. О. Сухим. В соответствии с заданием за основу был взят многоцелевой самолет АНТ-51 («Ива́нов»), созданный этим коллективом в 1937 г. и находившийся в стадии доводки и совершенствования. Двухместный ШБ рассчитывали под мотор воздушного охлаждения М-88. По схеме он полностью повторял АНТ-51, во многом идентичной была и конструкция этих самолетов, но по сравнению со своим прототипом ШБ имел усиленное бронирование, улучшенную аэродинамику моторного капота и измененную конструкцию шасси. Бронирование обеспечивало защиту ШБ только снизу, что принципиально отличало его от БШ-2. В какой-то степени расчет был на то, что мотор воздушного охлаждения обладает большей живучестью, чем мотор жидкостного охлаждения. Тем не менее отнесение ШБ к бронированным штурмовикам носит несколько условный характер.

Бомбовая нагрузка ШБ была равна 600 кгс. Стрелковое вооружение состояло из шести пулеметов ШКАС: четыре находились в крыле вне площади, ометаемой винтом, а два — у стрелка (один на верхней турели, другой в люковой установке). Взлетный вес ШБ — 4500 кгс.



Самолет ШБ с мотором М-88

Самолет ШБ вышел на испытания летом 1940 г. Однако к тому времени требования заказчика к самолетам этого класса существенно возросли. В новых условиях слабо бронированный ШБ с мотором сравнительно большой высотности стал уже ненужен. Доводить его не стали и на государственные испытания не передавали. КБ П. О. Сухого переключилось на проектирование нового перспективного бронированного штурмовика ОБШ.

В первой половине 1940 г. ВВС разработали технические требования к целому ряду бронированных штурмовиков: скоростному одноместному, тяжелому штурмовику с подвижным наступательным вооружением и штурмовику с усиленным бронированием. С 1940 г. к работе над новым поколением бронированных штурмовиков приступили конструкторские коллективы П. О. Сухого, А. И. Микояна, С. В. Ильюшина, А. А. Архангельского. Главной особенностью новых штурмовиков по сравнению с БШ-2, а затем и с Ил-2 являлись бóльшая максимальная скорость полета у земли и более мощное вооружение. В табл. 1 приведены данные эскизных проектов новых штурмовиков, составленные по состоянию на май 1941 г.

Проектирование скоростного одноместного бронированного штурмовика ОБШ началось в КБ П. О. Сухого летом 1940 г. Этот самолет представлял собой низкоплан с одним из самых мощных по тому времени моторов воздушного охлаждения М-71 конструкции А. Д. Швецова.

Таблица 1

Характеристики	БШ-2	ОБШ	ЦКБ-60	БШ-МВ	ПБШ-1
Число и тип моторов	1 × АМ-35	1 × М-71	2 × АМ-38	1 × АМ-38	1 × АМ-38
Мощность мотора, л. с.	1350	1800(2000)	1625	1625	1625
Максимальная скорость у земли, км/ч	362	500	525	485	446
Вес брони, кгс	700	195	750	845	1390
Вооружение:					
нормальная бомбовая нагрузка, кгс	400	200	600	250	200
число пушек × калибр	—	2 × 23	2 × 23	2 × 23; 1 × 37	2 × 23
число пулеметов × × калибр	5 × 7,62	6 × 7,62	4 × 12,7	6 × 7,62	6 × 7,62

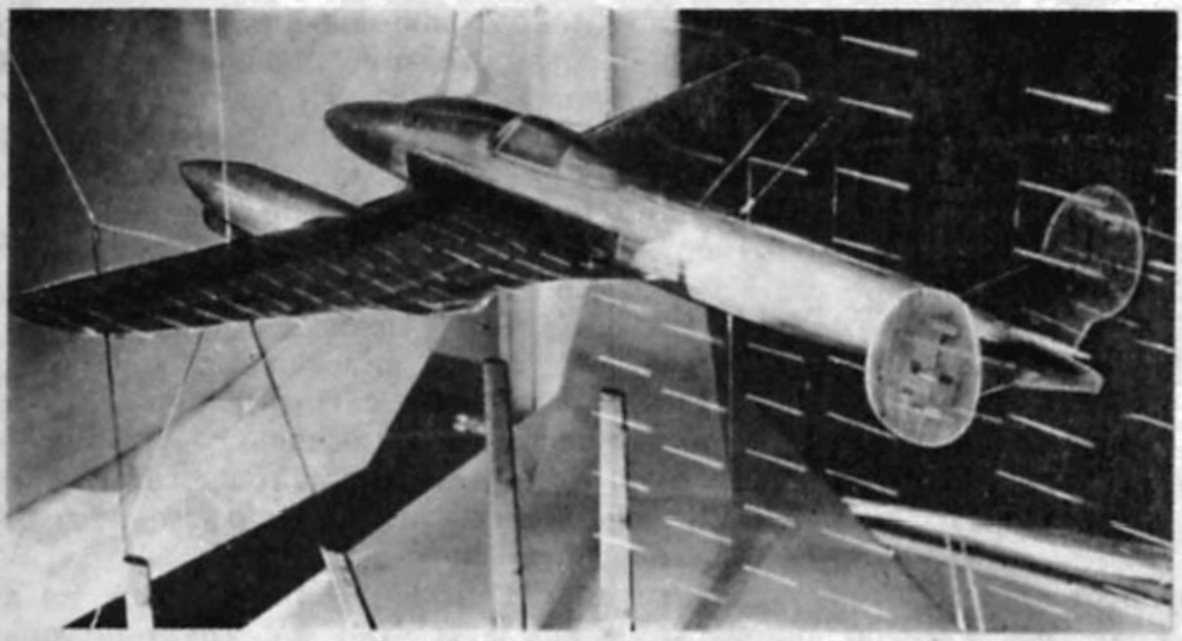


Одноместный бронированный штурмовик Су-6 с мотором М-71

Мощность М-71 на взлетном режиме вначале составляла 1800 л. с., но в ходе испытаний ее повысили до 2000 л. с. Бронекоробка штурмовика, включенная в силовую конструкцию, заключала в себе кабину летчика и баки. Мотор не бронировался, поскольку тогда полагали, что его живучесть и так достаточна. Бронезащита состояла из плоских и гнутых (но без двойной кривизны) листов толщиной от 2 до 12 мм, которые собирались на болтах и заклепках. Конструкция самолета — смешанная: хвостовая часть фюзеляжа за бронекоробкой — деревянный монокок, крыло — дюралюминиевое, а полки двух лонжеронов — стальные. Этот самолет, получивший обозначение Су-6 (СА), был построен и испытывался уже в период Великой Отечественной войны. Тогда же появилось и несколько его вариантов. Об этих штурмовиках будет рассказано ниже.

Тяжелый бронированный штурмовик ЦКБ-60, к разработке которого КБ С. В. Ильюшина приступило осенью 1940 г., должен был выполнять те же тактические задачи, что и обычный бронированный штурмовик. Главной из них по-прежнему являлись атаки подвижных моторизованных и бронетанковых частей. Но тяжелый штурмовик оборудовался более мощным (и соответственно более тяжелым) вооружением, имел бóльшие бомбовую нагрузку и дальность полета. Такой самолет, конечно, не мог заменить более легкий и маневренный обычный бронированный штурмовик, но хорошо дополнял его, расширяя диапазон действия штурмовой авиации и повышая ее эффективность. ЦКБ-60 представлял собой цельнометаллический низкоплан с разнесенным вертикальным оперением и двумя моторами АМ-38, расположенными под крылом. Чистые аэродинамические формы, довольно тонкий профиль и высокая удельная нагрузка на крыло способствовали достижению хороших скоростных качеств. Развитая механизация крыла (предкрылки, зависающие элероны, посадочные щитки) должна была обеспечить штурмовику практически одинаковые с Ил-2 взлетно-посадочные характеристики.

ЦКБ-60 проектировался сразу в двух вариантах: одноместном и двухместном (второй член экипажа — штурман-стрелок, у которого для защиты задней полусферы находился крупнокалиберный пулемет). Средняя часть фюзеляжа, где располагались экипаж и топливные баки, представляла собой бронекоробку, включенную в силовую схему. Моторы и радиаторы лишь частично защищались броней. Все пулеметно-



Модель одноместного варианта ЦКБ-60 на испытаниях в аэродинамической трубе Т-102

пушечное вооружение располагалось в передней части фюзеляжа, что обеспечивало большую кучность стрельбы и тем самым повышало ее эффективность. Максимальная бомбовая нагрузка достигала 1000 кгс. Под крылом могли размещаться восемь реактивных снарядов РС-132. Словом, по огневой мощи среди советских самолетов в то время ему не было равных.

В начале 1941 г. штурмовик ЦКБ-60 получил обозначение Ил-6*. Его эскизный проект был одобрен НИИ ВВС, и постройку самолета включили в план опытного строительства. Но завершить работу по Ил-6 не удалось, так как начавшаяся война изменила все планы. Основные усилия КБ теперь направлялись на совершенствование серийных Ил-2 и ДБ-3Ф. Работы по тяжелому двухмоторному штурмовику прервались, но ненадолго. Самолет такого типа был очень нужен, и уже в 1942 г. в КБ П. О. Сухого началось проектирование мощнейшего двухмоторного штурмовика Су-8, о котором рассказано ниже.

Эскизный проект самолета ПБШ-1 (пушечный бронированный штурмовик, позже получил название МиГ-4) был разработан в КБ А. И. Микояна уже к концу июня 1940 г. Он представлял собой одноместный низкоплан с крылом обратная «чайка» и мотором АМ-38. Бронекоробка защищала от пулевых и осколочных попаданий экипаж, баки и мотор. Листы брони включались в конструкцию планера. Все шесть пулеметов размещались в консолях крыла, а пушки, заключенные в обтекатели, — под нижней поверхностью крыла в местах его разъема. Нормальная бомбовая нагрузка составляла 240 кгс. Взлетный вес — от 4850 кгс в нормальном варианте до 6024 кгс в перегрузочном. По первоначальным расчетам самолет мог у земли иметь скорость 446 км/ч, а на высоте 1 км — 472 км/ч. Разрабатывался также и двухместный вариант этого самолета.

НИИ ВВС дал отрицательную оценку проекту ПБШ-1, однако проектные работы продолжались. Было усилено бронирование. Общий вес брони достиг чрезвычайно большого для одномоторного самолета зна-

* Позднее это название было использовано повторно для обозначения другого самолета.

чения — 1390 кгс, что составляло почти 26% нормального взлетного веса, в то время как у других бронированных штурмовиков вес брони составлял 13 — 17%. Был увеличен запас топлива и проведен ряд других доработок. Однако в связи с запуском в серию в 1941 г. штурмовика Ил-2 значение ПБШ несмотря на столь мощное бронирование сильно снизилось и работы по нему в 1941 г. были прекращены, хотя уже началась постройка опытного самолета.

Почти одновременно с ПБШ-1 в КБ А. И. Микояна разрабатывался штурмовик ПБШ-2 (позже названный МиГ-6). Основная идея создания его заключалась в том, чтобы добиться таких пилотажных характеристик, при которых штурмовик «прощал» бы самые грубые ошибки летчика. Это представлялось особенно важным, поскольку штурмовик совершает полет в основном на малых высотах, когда ошибка летчика из-за неграмотных действий или ранения обычно оканчивается катастрофой.

Бронеотсек и винтомоторная группа ПБШ-1 и ПБШ-2 были идентичны, но вместо монопланной схемы крыла ПБШ-1 конструкторы применили бипланную с почти той же общей площадью несущих поверхностей. Некоторая необычность схемы самолета, если не сказать экзотичность, состояла в том, что, во-первых, площадь верхнего крыла была почти в два раза меньше площади нижнего и, во-вторых, верхнее крыло, имевшее небольшую обратную стреловидность, было сдвинуто назад по отношению к нижнему крылу. Предварительно подобные коробки крыльев исследовались в аэродинамической трубе и показали неплохие результаты.

По расчетам почти все основные летные характеристки ПБШ-2 оказались хуже, чем у ПБШ-1, что уже не могло удовлетворить заказчика (например, скорость у земли получалась равной всего 426 км/ч), и не было каких-либо средств для повышения летных данных. Поэтому дальнейшие работы по ПБШ-2 были прекращены. Здесь уместно отметить, что, несмотря на всю важность, работа по бронированным штурмовикам для КБ А. И. Микояна не являлась основной. Главные силы КБ были сосредоточены на не менее актуальном тогда задании: доводка и совершенствование истребителя И-200, который в 1940 г. был передан в большую серию.

Разработчики систем авиационного вооружения Г. М. Можаровский и И. В. Веневидов в конце 1940 г. предложили проект одноместного бронированного штурмовика с подвижным пулеметным вооружением. Поскольку авторы проекта не являлись самолетостроителями, то в работу над этим штурмовиком включили КБ А. А. Архангельского.

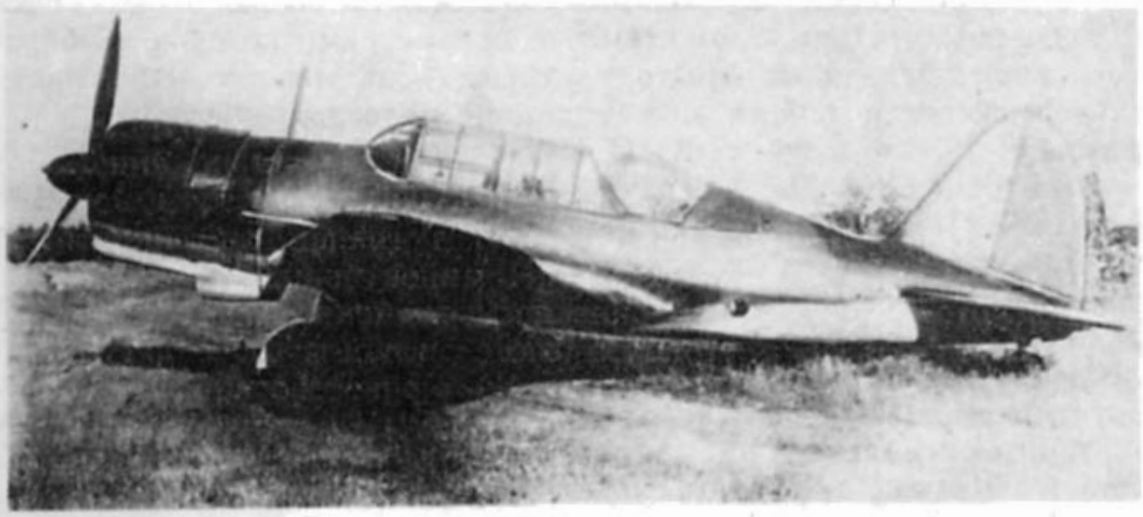
По своей схеме новый штурмовик, названный БШ-МВ (бронированный штурмовик Можаровского и Веневидова), представлял собой двухбалочный одномоторный моноплан. Мотор АМ-38 располагался за бронированной кабиной летчика и приводил во вращение толкающий винт. Шасси — с носовым колесом. Пушечное вооружение размещалось в основании балок, а четыре пулемета ШКАС, которые могли поворачиваться в вертикальной плоскости, помещались в носовой части фюзеляжа перед кабиной летчика. По замыслу конструкторов, благодаря управляемым пулеметам штурмовик мог бы вести огонь по цели не только с пикирования, но и с горизонтального полета. При этом повышалось время атаки цели и соответственно вероятность ее поражения. Но требовалось еще много сил и труда, чтобы довести конструкцию до состояния, когда ее можно воплотить в металле. Выполнить это до начала войны не удалось, и работы по самолету были прекращены.

Таким образом, ни один из бронированных штурмовиков нового поколения к началу войны не был построен. Требовалось еще, по крайней мере, полгода. Выпускался только один Ил-2, который после испытаний был принят в серию и на вооружение. Уже в начале Великой Отечественной войны Ил-2 отлично показал себя в боях. Усилия советской авиационной промышленности были сосредоточены на обеспечении массового выпуска этого самолета и на его совершенствовании на основе приобретенного боевого опыта.

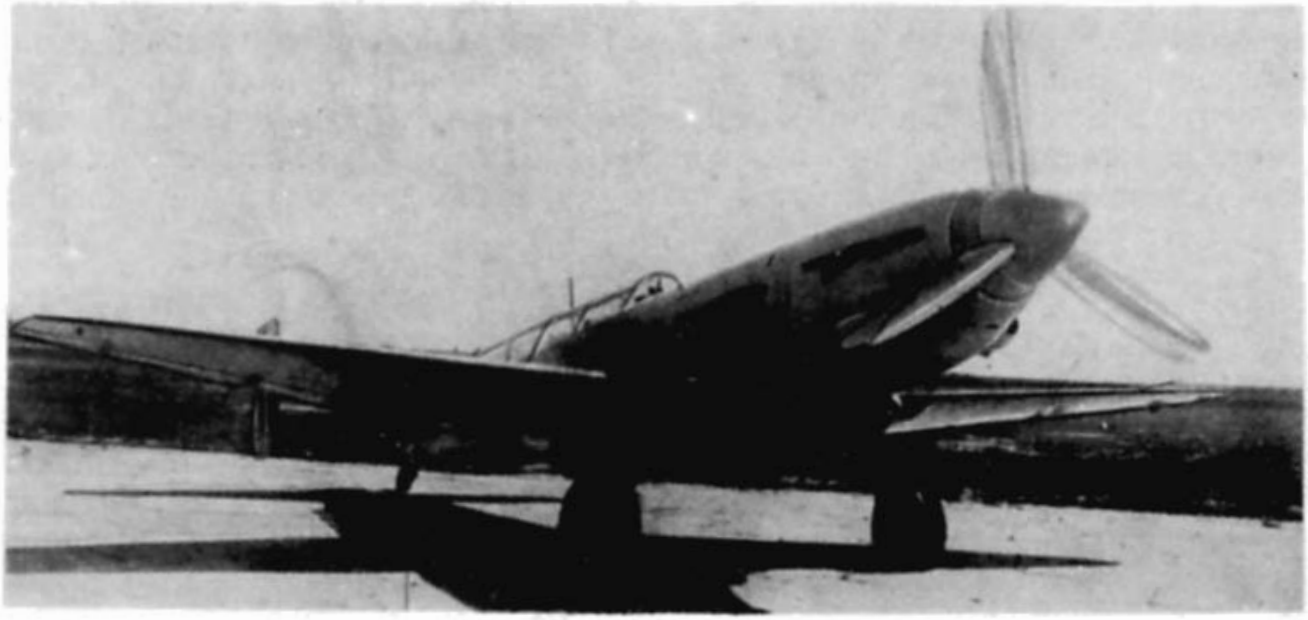
БЛИЖНИЕ БОМБАРДИРОВЩИКИ

Во второй половине 30-х годов функции ближнего бомбардировщика возлагали, в основном, на многоцелевые самолеты типа Р-10, «Ива́нов» и др. Это были одномоторные самолеты, которые, кроме того, приспосабливались для действий в качестве штурмовиков и разведчиков. Единственным новым многоцелевым одномоторным самолетом, доведенным до серийного производства в предвоенный период, был ББ-1 (Су-2). Этот ближний бомбардировщик разрабатывался еще в 1937 г. бригадой П. О. Сухого под общим руководством А. Н. Туполева (самолет АНТ-51 «Ива́нов») и доводился в течение ряда лет. После выделения бригады П. О. Сухого в самостоятельную конструкторскую организацию в ней с 1939 г. продолжались работы по этому типу самолета. Последовательная замена мотора М-62 более мощным М-87А, а затем М-88 и М-88Б и частичное бронирование значительно повысили боевые возможности самолета. После успешного завершения в марте 1941 г. государственных испытаний он был принят к серийному производству под маркой ББ-1, а позже ему присвоили марку Су-2. С появлением бронированного штурмовика Ил-2 и фронтового бомбардировщика Пе-2, которые с достаточной эффективностью могли использоваться и как ближние бомбардировщики, значение одномоторных самолетов типа ББ-1 существенно снизилось. И хотя совершенствование Су-2 некоторое время еще продолжалось, дальнейшего развития подобные самолеты не получили.

Оригинальную схему самолета, обладающего малым лобовым сопротивлением при довольно большой мощности силовой установки, предложил В. Ф. Болховитинов. На его ближнем бомбардировщике «С» в передней части фюзеляжа на одной мотораме были установлены один за другим два двигателя водяного охлаждения М-103, мощность от



Самолет ББ-1 (Су-2) с мотором М-88



Самолет «С» с двумя моторами М-103

которых передавалась на соосный винт, впервые в отечественной практике примененный на боевом самолете. Тем самым значительно уменьшалось аэродинамическое сопротивление, приходящееся на силовую установку, по сравнению с самолетом обычной схемы. Для уменьшения сопротивления применено крыло минимальных размеров, что для нормального взлетного веса 5662 кгс дало рекордно большую для тех лет величину удельной нагрузки на крыло — 247 кгс/м^2. На государственных испытаниях, проводившихся с марта по июль 1940 г. (летчики Б. Н. Кудрин, А. И. Кабанов), ближний бомбардировщик «С» показал очень высокую для своей силовой установки максимальную скорость полета — 570 км/ч (т. е. почти такую же, как истребители нового поколения И-180, И-28 и И-26), но взлетно-посадочные свойства были неудовлетворительными: даже с уменьшенным на 0,5 тс взлетным весом длина разбега была очень велика — 863 м (для нормального взлетного веса она составляла бы 1045 м); скороподъемность при небольшой скорости оказалась также явно недостаточной. С такими характеристиками самолет «С» не мог быть принят на вооружение. Этот цельнометаллический двухместный ближний бомбардировщик был, по сути, экспериментальным по схеме и параметрам, которые выбирались, в основном, исходя из одного критерия — достижение наибольшей максимальной скорости полета при заданной полезной нагрузке.

В феврале 1939 г. летчик Ю. И. Пионтковский впервые поднял в воздух новый самолет «22» — первую боевую машину КБ А. С. Яковлева. Основным, можно сказать, определяющим направлением в создании этого самолета было достижение максимально высоких для боевой машины летных качеств, и в первую очередь скорости, причем достичь этого предполагалось исключительно средствами аэродинамики. Отличительной особенностью самолета «22» являлось высокое аэродинамическое совершенство компоновки, что в сочетании с минимальными размерами и весом, при оптимальной их связи с мощностью, позволило значительно повысить максимальную скорость полета и скороподъемность. Ввиду относительно небольшой мощности принятых для самолета серийных двигателей М-103 размеры машины получились предельно малыми, что в определенной степени ограничивало область ее боевого



Самолет «22» с моторами М-103

применения и резко сужало возможности последующего развития. Последнее обстоятельство сыграло немалую роль в дальнейшей судьбе самолета.

Самолет «22» можно было использовать в варианте разведчика (на что в первую очередь и рассчитывали конструкторы), ближнего бомбардировщика и истребителя. Единая компоновка самолета, имевшего дешевую цельнодеревянную конструкцию, использовалась как основа для самолетов различного назначения, имеющих дополнительные конструктивные особенности, отражающие целевую функцию. Так, для варианта ближнего бомбардировщика (ББ-22) с двумя членами экипажа предусматривалась внутренняя подвеска 400 кгс бомб, в варианте дальнего истребителя (И-29) усиливалось вооружение (в дополнение к двум ШКАС добавлялись две пушки ШВАК), а в варианте разведчика (Р-12) устанавливалось необходимое фотооборудование и осветительные бомбы. Такой подход в проектировании позволял использовать единый технологический процесс и благодаря унификации производства повысить темп выпуска этих самолетов и упростить эксплуатацию. Этот метод впоследствии широко использовался в КБ А. С. Яковлева при создании различных вариантов фронтовых истребителей, обладавших тем или иным специфическим свойством.

В мае — июне 1939 г. самолет «22» прошел государственные испытания в варианте разведчика. На этих испытаниях он показал рекордную по тому времени скорость 567 км/ч, что на 80 — 150 км/ч превышало скорости всех серийных истребителей и бомбардировщиков. Очень высокими были и остальные летные данные самолета (см. рис. 1, табл. 2). Но основное внимание военные специалисты уделяли бомбардировочному варианту «22», который мог найти наиболее широкое применение. В октябре 1939 г. завершилась постройка ББ-22. Под маркой Як-2 он был запущен в серийное производство. Но внедрение в серию не прошло гладко. Военные специалисты в то время не считали высокую скорость полета одним из основных средств обороны, учитывая, видимо, резервы истребителей противника по этому параметру. Они предложили улучшить стрелковую установку штурмана, поместить его в одной кабине с летчиком и выполнить ряд других доработок. Во многом такое предложение обусловливалось отсутствием обоснованных самолетостроителями и военными специалистами особых тактиче-



Ближний бомбардировщик Як-4 с моторами М-105

ских приемов применения таких самолетов, использующих большую скорость не только как эффективное средство внезапной атаки наземных целей, но и как активное средство обороны.

Перекомпоновка фюзеляжа ББ-22, размещение новой тяжелой стрелковой установки и проведение необходимых улучшений конструкции привели к значительному увеличению веса самолета и ухудшению его аэродинамики. Да и качество производственного изготовления серийных машин было недостаточно высоким. В результате скорость серийных ББ-22 резко снизилась и составила 500 — 515 км/ч (табл. 2, рис. 1; ЦГАСА, ф. 24 708, оп. 9, д. 486). Ухудшились и другие летные характеристики, и бомбардировщик в значительной мере утратил преимущества, которыми обладал опытный самолет. Установка более мощных моторов М-105 вместо М-103 позволила несколько увеличить скорость Як-4 (так стал называться этот вариант ББ-22), но к принципиальному улучшению это не привело, к тому же самолет остался строгим в пилотировании, а дальность его полета считалась недостаточной.

Показательно, что уже во время второй мировой войны в Англии был создан бомбардировщик «Москито», который не имел оборонительного вооружения, что в условиях воздушной войны на Западе и при специальной тактике применения вполне компенсировалось высокой скоростью полета. Боевая практика показала большую эффективность применения этого самолета. Установка на «Москито» значительно более мощных двигателей, чем М-103, обусловила бóльшие его размеры, а также значительно бóльшую полезную нагрузку. «Москито» строился в больших количествах, в то время как Як-4 в том виде, в котором он выпускался в серии, исчерпал резервы дальнейшего совершенствования

Таблица 2

Самолет	Моторы	Взлетная мощность, л.с.	Взлетный вес, кгс	Площадь крыла, $м^2$	Удельная нагрузка на крыло, $кгс/м^2$	Максимальная скорость, км/ч		Практический потолок, м	Дальность полета, км	Длина разбега / Длина пробега, м (Посадочная скорость, км/ч)	Бомбовая нагрузка, кгс нормальная / максимальная	Вооружение: число стволов × тип	
						у земли	на высоте, м					пулеметы и пушки	реактивные снаряды
ЦКБ-55	АМ-35	1350	4725	38,5	123	362	422 / 4800	9000	618	340 / 250 (135)	400 / 600	5 × ШКАС	–
Ил-2	АМ-38	1665	5340	38,5	139	423	451 / 3600	7500	600	385 / 360 (132)	400 / 600	2 × ШКАС 2 × ШВАК	8 × РС-82 или 8 × РС-132
Су-2 (ББ-1)	АМ-88Б	1100	4345	29,0	153	375	468 / 4600	9000	850 – 1190	425 / 425 (136)	400 / 600	4 × ШКАС	10 РС-82 или 10 × РС-132
«С»	2 × М-103П	2 × 1000	5150 (5652)	22,9	225 (247)	–	570 / 4600	–	700 (расч.)	863 / 650 (167)	400 / –	1 × ШКАС	–
«22»	2 × М-103	2 × 1000	5023	29,4	171	455	567 / 4900	10800	1000	417 / 450 (165)	160 / –	2 × ШКАС	–
ББ-22	2 × М-103	2 × 1000	5380	29,4	183	439	515 / 5200	8900	800	320 / 500 (155)	400 / 600	2 × ШКАС	–
Як-4	2 × М-105	2 × 1100	6115 / 6615	29,4	208	458	533 / 5050	9700	740	442 / 496 (140,5)	400 / 900	2 × ШКАС	–

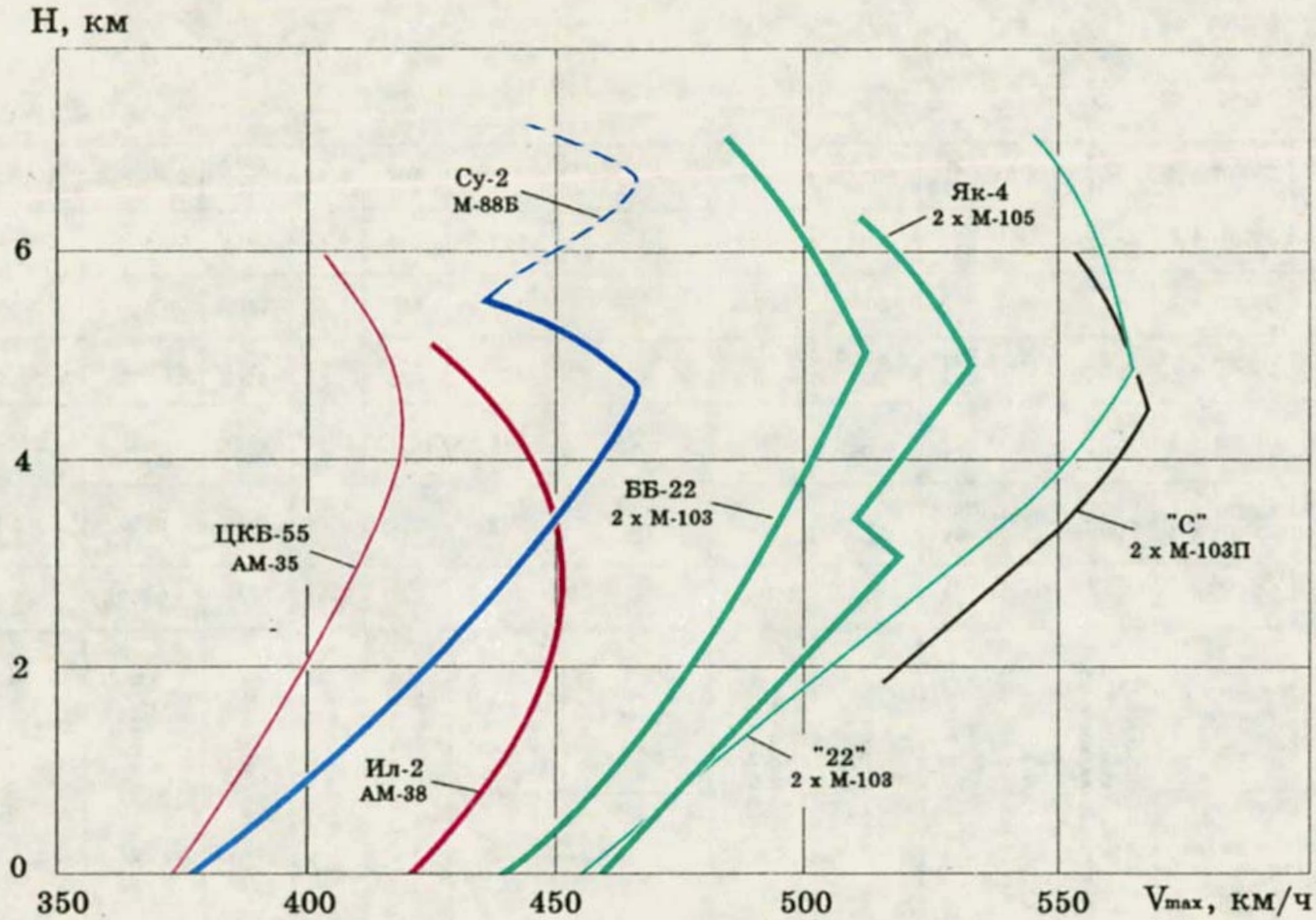


Рис. 1. Высотно-скоростные характеристики бронированных штурмовиков и ближних бомбардировщиков периода 1939 — 1941 гг.

и как недостаточно эффективный был в начале войны снят с производства. Пример с Як-4 поучителен, в первую очередь, тем, что наглядно показывает, как недооценка или переоценка тех или иных сторон предполагаемого тактического использования самолета влияет на его боевую эффективность и в конечном счете на его судьбу. Несмотря на неудачу в своем развитии самолет «22» оставил след в советском самолетостроении. Создание его показало, какое большое значение для боевого самолета нового поколения имеет тщательно отработанная аэродинамика и каких больших результатов по улучшению летных данных можно достичь чисто аэродинамическими средствами и соответствующим выбором параметров самолета.

Ближние бомбардировщики применялись в составе ВВС в начальный период войны и дальнейшего развития не получили, так как их функции могли выполнять штурмовики Ил-2 и пикирующие бомбардировщики Пе-2, выпускаемые в массовых количествах. Всего было построено 500 экземпляров Су-2 и 600 Як-4.

СРЕДНИЕ ФРОНТОВЫЕ БОМБАРДИРОВЩИКИ

Основу советской фронтовой бомбардировочной авиации к концу 30-х годов составляли скоростные бомбардировщики СБ А. Н. Туполева. Созданная еще в 1934 г., эта машина практически уже исчерпала возможности дальнейшего совершенствования. На базе компоновки СБ под руководством А. А. Архангельского в 1939 — 1940 гг. последовательно были разработаны самолеты Ар-2 и «Б», в которых предусматривалась возможность бомбометания с пикирования. В их проектировании нашло отражение стремление увеличить в первую очередь максимальную скорость полета. Коренная модификация СБ при переходе к Ар-2, а позднее к «Б» заключалась в увеличении нагрузки на крыло, общем улучшении аэродинамики и установке моторов М-105 повышенной по сравнению с М-103 мощности. На Ар-2 удалось увеличить максимальную скорость по сравнению с ее значением у СБ на 30 км/ч, что было все же недостаточно. Одновременно сильно ухудшилась продольная устойчивость. И хотя Ар-2 с 1940 г. выпускался серийно, проблема создания пикирующего бомбардировщика, в полной мере удовлетворяющего возросшим требованиям, нуждалась в срочном решении.

Пикирующие бомбардировщики новых типов в 1939 — 1940 гг. разрабатывались в КБ В. М. Петлякова, Н. Н. Поликарпова и А. Н. Туполева.

Конструкторскому бюро В. М. Петлякова еще во время испытаний опытного самолета «100» было предложено переделать его в вариант пикирующего бомбардировщика. Такое предложение основывалось на возможностях компоновки этого самолета, рассчитанного на большие скорости и перегрузки. Кроме того, переделка самолета могла быть выполнена достаточно оперативно, так как, казалось, не требовала принципиальных конструктивных изменений, а сужение круга выполняемых задач должно было улучшить бомбардировочные качества самолета. Использование такого тактического приема, как бомбометание с пикирования, существенно повышало прицельность бомбометания, что являлось большим преимуществом подобного фронтового бомбардировщика. Поэтому созданию такого самолета военные специалисты придавали большое значение.

Поскольку фронтовой пикирующий бомбардировщик предназначался для действий на средних и малых высотах, ему не нужны были гер-

мокабины и турбокомпрессоры, поэтому от них отказались. Штурмана поместили в одной кабине с летчиком, где был лучше обзор. Доработке подверглись и некоторые элементы конструкции и компоновки. Усилилось оборонительное вооружение: к стрелковой установке радиста, которая уже управлялась им непосредственно, добавилась стрелковая установка штурмана.

Очень сжатые сроки, отведенные на переделку самолета «100», не позволили устранить ряд недостатков, выявленных при летных испытаниях. К наиболее крупным из них, помимо неудовлетворительных пилотажных качеств при отказе в полете одного из моторов, относился неудачный для бомбардировщика подбор профилей крыла, так как ввиду их малых несущих свойств самолет на малой скорости имел тенденцию к резкому крену на крыло. Это значительно усложняло посадку и технику пилотирования. Переделывать крыло под другой профиль, более подходящий для бомбардировщика, времени не было. Так это отрицательное свойство передалось бомбардировщику и привело к ограничению взлетного веса (8500 — 8700 кгс вместо планируемых 9200 кгс).

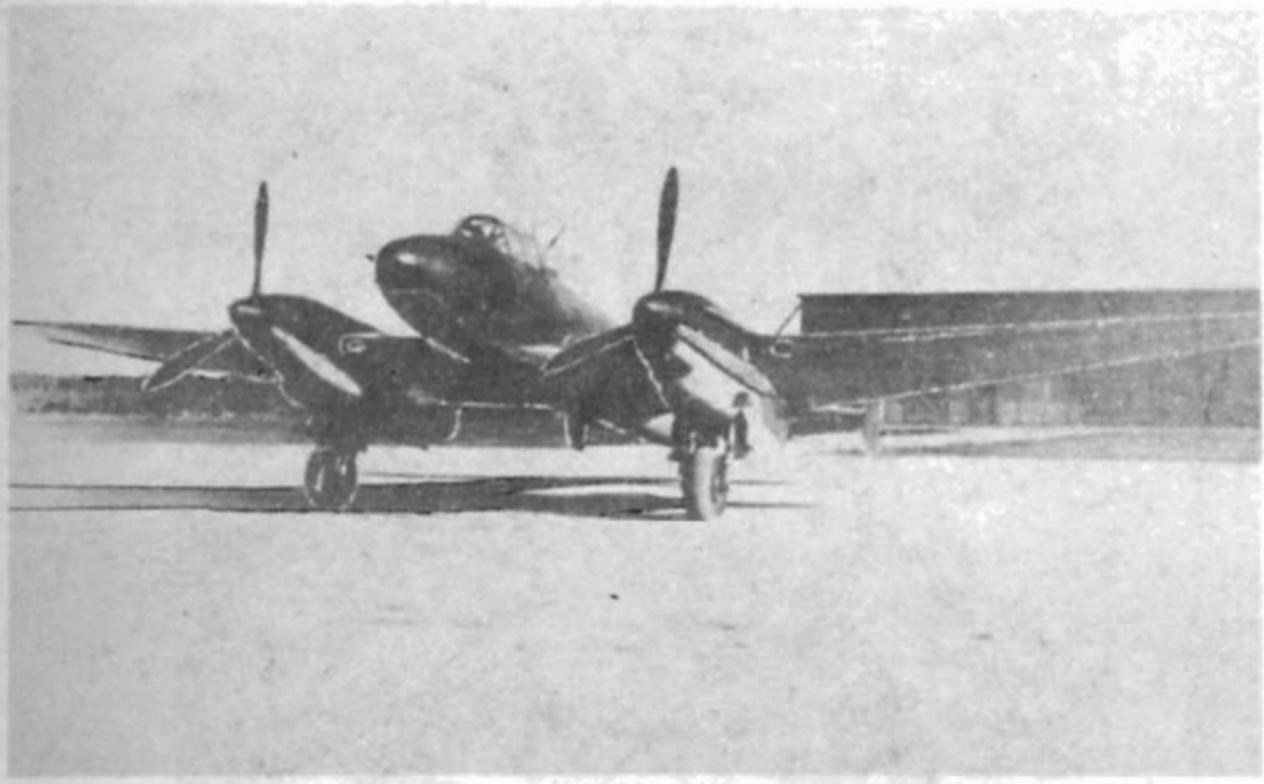
На самолете Пе-2 был реализован ряд конструктивных и технологических решений, новых для отечественного самолетостроения. Он был первым советским широко электрифицированным серийным боевым самолетом. На нем привод закрылков, триммеров, стабилизатора, насоса гидросистемы, уборки и выпуска шасси и др. осуществлялся электродвигателями различной мощности, общее число которых достигало десяти. Для облегчения вывода из пикирования на самолете был установлен электромеханический автомат.

Испытания нового бомбардировщика, получившего марку сначала ПБ-100, а затем Пе-2, начались в конце 1940 г. На государственных испытаниях головной серийный экземпляр Пе-2 показал почти истребительную скорость — 540 км/ч, потолок его составил 8800 м, а максимальная дальность полета оказалась равной лишь 1315 км.

Высокие скоростные данные Пе-2 позволяли рассчитывать на его использование без истребителей сопровождения. Более того, без бомб он мог бы успешно вести воздушный бой с бомбардировщиками противника. Развивая эту способность самолета, заложенную, впрочем, еще



Пикирующий бомбардировщик Пе-2 с моторами М-105

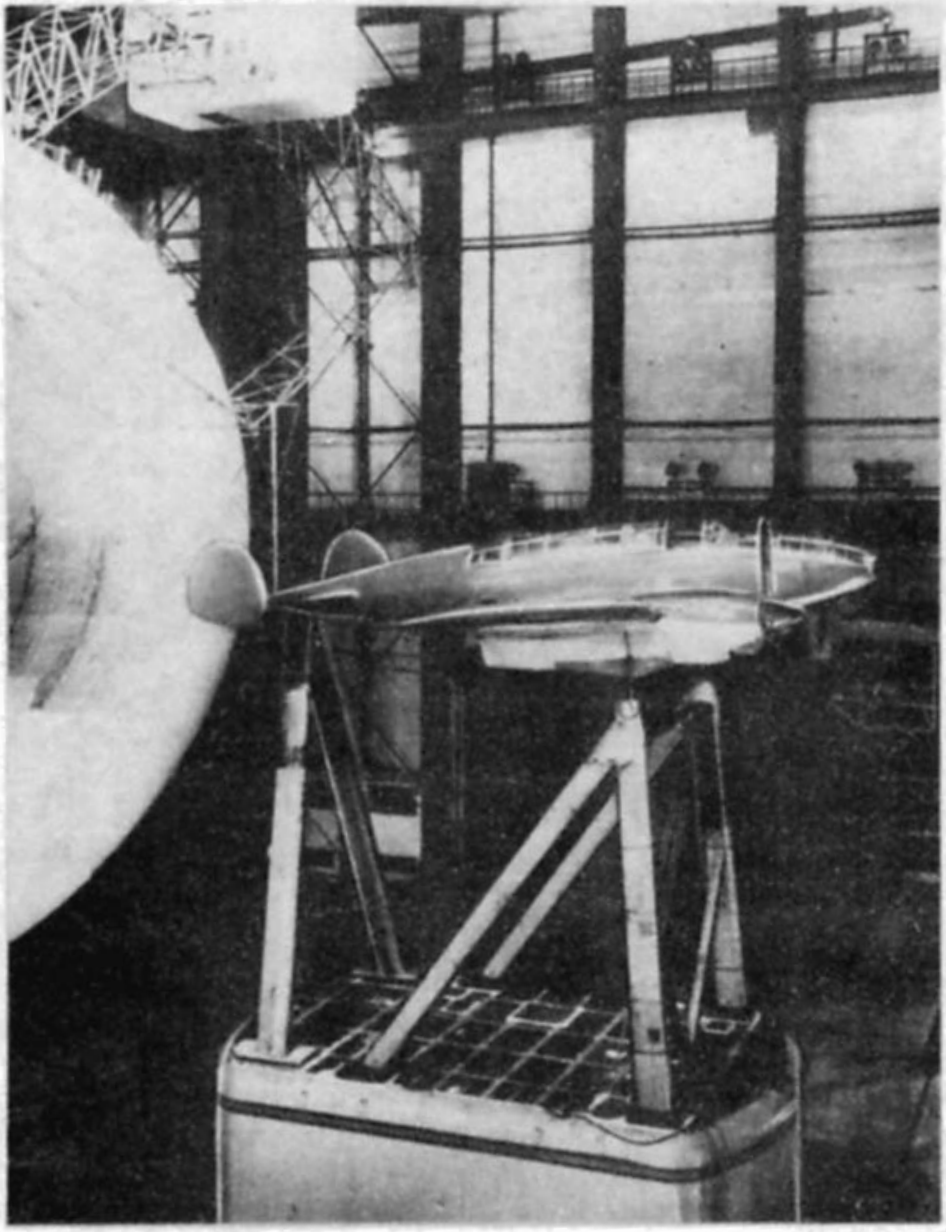


Истребитель Пе-3бис с моторами М-105

при его рождении, конструкторский коллектив под руководством В. М. Петлякова в 1941 г. на базе Пе-2 создал его истребительный двухместный вариант Пе-3, а затем Пе-3бис, которые имели усиленное наступательное вооружение. Их государственные испытания проводились уже в 1941 г. В качестве истребителей и разведчиков эти самолеты применялись на фронтах в первый период войны, в частности под Москвой. Что касается Пе-2, то он стал основным фронтовым бомбардировщиком советских ВВС и строился в больших количествах на протяжении всей войны. Правда, то обстоятельство, что Пе-2 был, по существу, переделан из истребителя, давало о себе знать: бомбы крупного калибра более 100 кгс он мог нести только на внешней подвеске, максимальная бомбовая нагрузка была на 500 кгс меньше, чем у СБ, дальность полета также сравнительно небольшая.

В феврале 1940 г. на заводские летные испытания был передан скоростной пикирующий бомбардировщик СПБ, созданный в КБ Н. Н. Поликарпова. Этот самолет являлся развитием трехместного многоцелевого ВИТ-2 (1938 г.). После государственных испытаний ВИТ-2 было решено строить его серийно в варианте пикирующего бомбардировщика и за счет сужения диапазона выполняемых им задач повысить боевую эффективность. Так появился СПБ.

Самолет СПБ был выполнен не только с учетом последних достижений в области аэродинамики и компоновки скоростного самолета, но и на высоком технологическом уровне. По сравнению с Пе-2 он имел меньший вес и бóльшую весовую отдачу. Его максимальная дальность полета почти на 1000 км превышала дальность Пе-2. Емкость внутренних бомбодержателей у СПБ была 800 кг (против 600 кг у Пе-2), а наружных — 1500 кг. Практический потолок — 9550 м. На испытаниях СПБ достиг скорости 520 км/ч, что считалось вполне приемлемым для фронтового бомбардировщика. Уже была на выходе малая серия СПБ, и, казалось, самолет пойдет в массовое производство и будет

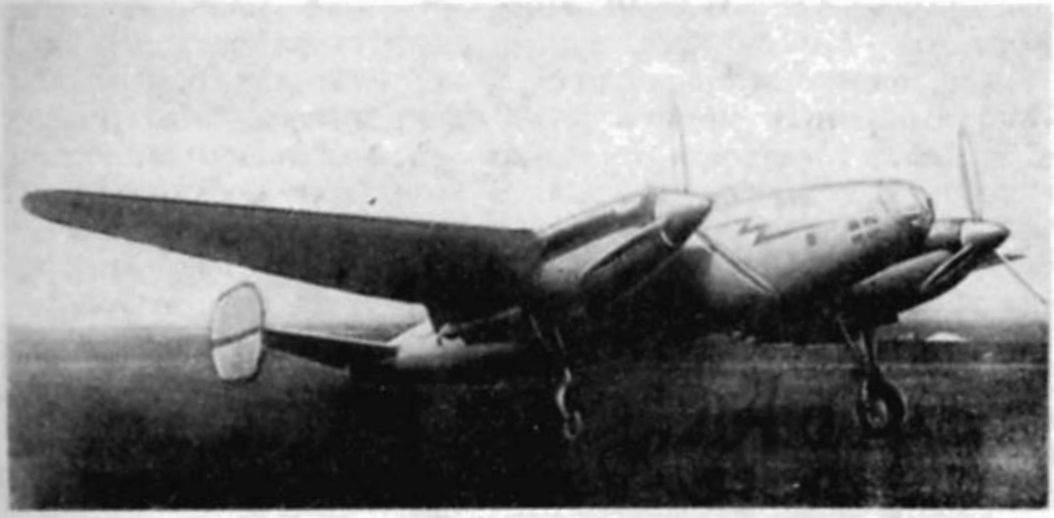


Бомбардировщик СПБ на испытаниях в натурной аэродинамической трубе Т-101

первым советским бомбардировщиком нового поколения, но этого не случилось. Две катастрофы СПБ привели к остановке испытаний, и, хотя выявленные недостатки поддавались устранению, работы по нему прекратили, так как расчет был уже на бомбардировочный вариант самолета Петлякова.

Бомбардировщик А. А. Архангельского «Б», являвшийся дальнейшим развитием Ар-2, несколько запоздал — он появился только в 1941 г. Летные данные его оказались близкими к данным Пе-2, который уже строился серийно. Поэтому «Б» так и остался только в опытном экземпляре.

В конце 1939 г. под руководством А. Н. Туполева началось проектирование нового двухмоторного фронтового бомбардировщика под условным обозначением «ФБ» (заводской номер «58»). Этот самолет, создававшийся, так же как «100» и Пе-2, в тюремных условиях, имел во многом необычную и трудную судьбу, но именно ему суждено было впоследствии стать одной из лучших боевых машин подобного класса в мировом самолетостроении.



Бомбардировщик «Б» с моторами М-105

Работа по «ФБ» велась в инициативном порядке, и конструкторы сами определяли его тактические и технические данные. По их расчетам, самолет должен был иметь скорость, близкую к скорости истребителей; нести бомбовую нагрузку (включая бомбы самого крупного тогда калибра 1000 кг) как на внешней подвеске, так и внутри фюзеляжа; обладать возможностью сбрасывать бомбы с пикирующего полета, причем не только с наружной подвески, как Пе-2, но и из бомбоотсека; иметь дальность примерно 2500 км и возможность совершать полет на большой высоте и в любых метеорологических условиях. Основная трудность создания такой боевой машины заключалась в обеспечении заданных скорости и дальности и одновременно возможности бомбометания с пикирования, что вынуждало рассчитывать прочность самолета под большие перегрузки. По расчетам, размеры и вес самолета получались на 16 — 23% больше, чем у Пе-2.

Первоначально «ФБ» рассчитывался под перспективные моторы М-120 В. Я. Климова, оборудованные турбокомпрессорами. С этими двигателями, по предварительным оценкам, он имел бы максимальную скорость 700 — 740 км/ч и потолок 13 — 14 км; вес бомбовой нагрузки в нормальном варианте составлял 1000 кгс. Компоновка этого самолета отличалась очень чистыми аэродинамическими формами. Военные спе-

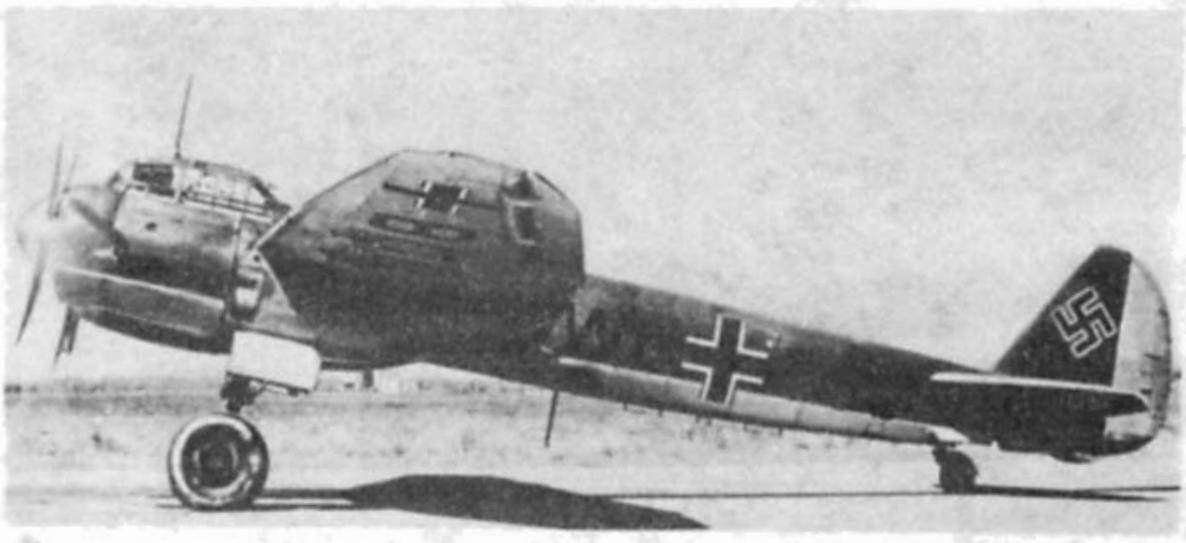


Пикирующий бомбардировщик «103У» (АНТ-59) с моторами АМ-37

циалисты, ознакомившись с проектом «ФБ», отметили тщательность и полноту его проработки. Самолет был признан очень актуальным для ВВС и включен в план опытного строительства под условным обозначением «103». Ввиду того что выпуск моторов М-120 задерживался, было решено первый экземпляр «103» построить с только что вышедшими моторами АМ-37, что потребовало переделки проекта. В ходе работ по самолету со стороны военных специалистов были предъявлены дополнительные требования: увеличить число членов экипажа с трех до четырех для усиления обороны от атак истребителей, поместить штурмана рядом с летчиком, где был лучше обзор, и провести ряд других доработок. С учетом этих требований конструкторский коллектив начал работы над вторым вариантом бомбардировщика — «103У» («59») также с моторами АМ-37.

Бомбардировщик «103» совершил первый полет 29 января, а «103У» 18 мая 1941 г. Испытывал их летчик-испытатель М. А. Нюхтиков. Государственные испытания оба самолета проходили одновременно в мае — июне 1941 г. и показали очень высокие данные. Стало очевидно — КБ Туполева добилось выдающегося результата. По скорости на средних и больших высотах, бомбовой нагрузке и мощи оборонительного вооружения самолеты «103» и «103У» существенно превосходили Пе-2 (табл. 3, рис. 2). На высотах более 6 км они летали быстрее всех серийных истребителей, как советских, так и немецких, и по скорости уступали только МиГ-3, а у земли их скорость была ненамного меньше, чем у советских истребителей. Некоторое снижение скорости при переходе от «103» к «103У» обусловливалось увеличенными миделем и весом самолета «103У». Тем не менее скорость опытного бомбардировщика «103У» превышала скорость истребителя Ме-109Е во всем диапазоне высот. По комплексу показателей «103У» являлся лучшим самолетом такого класса не только в СССР, но и за рубежом. В июле 1941 г. этот самолет был принят к серийному производству. Но в условиях начавшейся войны, отсутствия массового выпуска моторов АМ-37 и эвакуации ряда предприятий наладить серийное производство «103У» в то время не удалось. Начатые летом 1941 г. работы по модификации «103У» под новые серийные двигатели воздушного охлаждения М-82 были временно прерваны из-за эвакуации.

Таким образом, Пе-2 оказался к началу войны единственным фронтовым бомбардировщиком нового поколения, принятым на вооружение.



Немецкий пикирующий бомбардировщик Ju-88A-1

Таблица 3

Самолет	Моторы	Мощность, л.с. взлетная / на расчетной высоте	Взлетный вес, кгс нормальный / максимальный	Площадь крыла, м²	Максимальная скорость, км/ч: у земли	Максимальная скорость, км/ч: на высоте, м	Практический потолок, м	Максимальная дальность с нормальной бомбовой нагрузкой, км	Бомбовая нагрузка, кгс нормальная / максимальная	Число членов экипажа	Вооружение: число стволов × тип: пулеметы	пушки	реактивные снаряды
Ар-2	2 × М-105Р	2 × 1100 / 1050	7000 / 8000	48,2	410	480 / 4700	10 100	1500	500 / 1500	3	3 × ШКАС	–	–
Пе-2	2 × М-105Р	2 × 1100 / 1050	7658 / 8516	40,5	452	540 / 5000	8800	1315	600 / 1000	3	4 × ШКАС	–	–
СПБ	2 × М-105	2 × 1100 / 1050	6550 / 7550	42,93	459	520 / 4600	9000	2200	600 / 1500	3	2 × ШКАС 1 × БТ	–	–
«103» (АНТ-58)	2 × АМ-37	2 × 1400 / 1400	9950 / 10 992	48,5	482	635 / 8000	10 600	2500	1000 / 3000	3	4 – 6 × × ШКАС	2 × × ШВАК	–
«103У» (АНТ-59)	2 × АМ-37	2 × 1400 / 1400	10 435 / 11 477	48,5	469	610 / 7800	10 500	1900	1000 / 3000	4	5 × ШКАС	2 × × ШВАК	10 × РС-132
Ju-88A-1	2 × Jumo-211B	2 × 1200 / 970	10 070 / 12 000	52,5	365	445 / 5600	7400	2500	500 / 1900	4	3 × MG-15	–	–

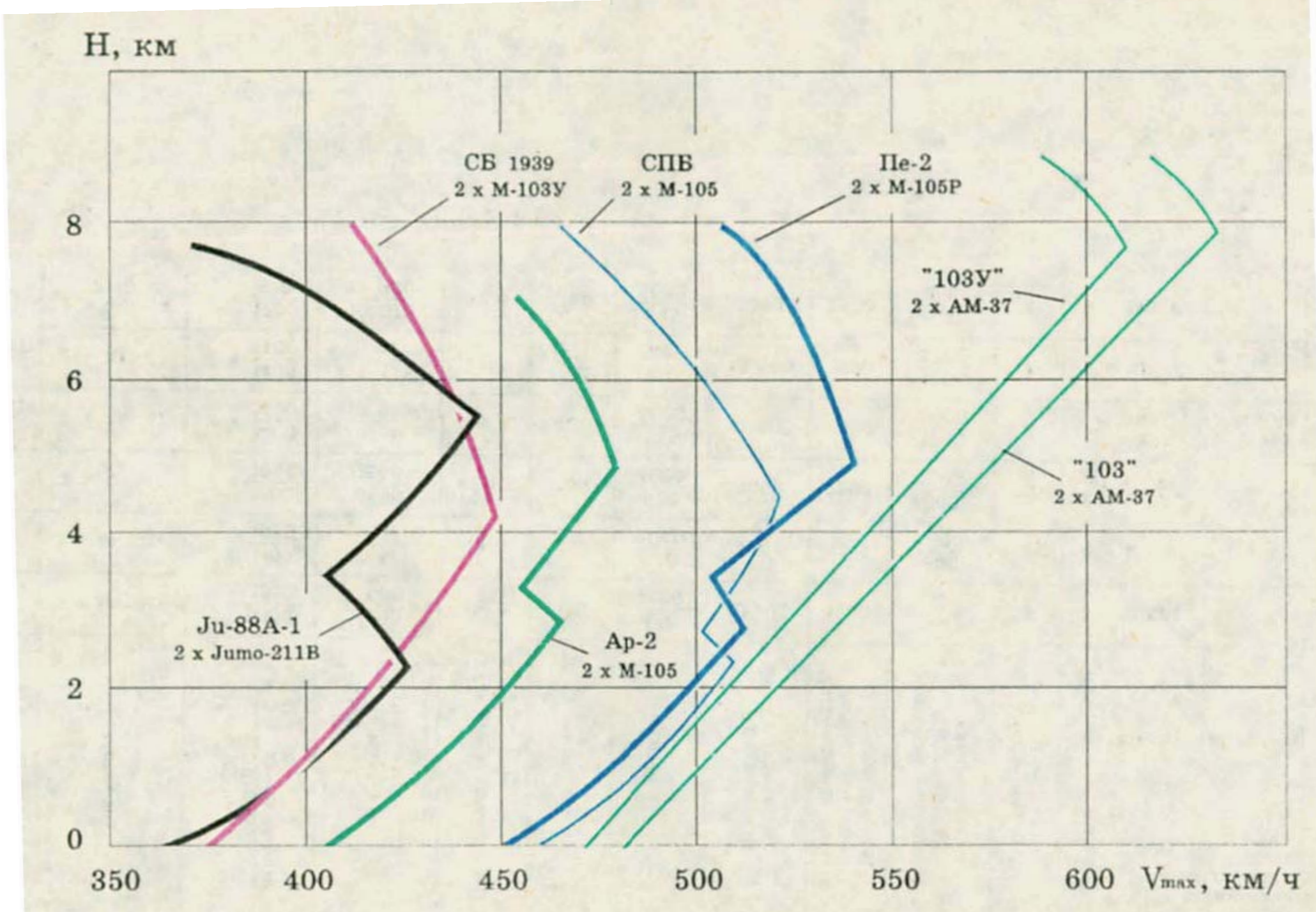


Рис. 2. Высотно-скоростные характеристики фронтовых бомбардировщиков периода 1939 — 1941 гг.

В первом полугодии 1941 г. промышленность выпустила 458 самолетов Пе-2. По сравнению с основным фронтовым бомбардировщиком Германии Юнкерс Ju-88A-1 скорость Пе-2 была на 90 — 100 км/ч больше (то есть почти как у Ме-109Е), но в то же время Пе-2 существенно уступал в дальности и максимальной бомбовой нагрузке (см. табл. 3 и рис. 2; ЦГАСА, ф. 24 708, оп. 9, д. 590).

ДАЛЬНИЕ И ТЯЖЕЛЫЕ БОМБАРДИРОВЩИКИ

К 1939 г. на вооружении дальней бомбардировочной авиации находился самолет ДБ-3. Несмотря на то что он был принят к серийной постройке еще в 1936 г., в предвоенный период это был еще вполне современный бомбардировщик, не уступавший по главным показателям основному дальнему бомбардировщику гитлеровской Германии Хейнкель 111 и имевший определенные резервы дальнейшего совершенствования. Такая ситуация сложилась благодаря тому, что разработка проекта ДБ-3 была основана на новых для того времени технических концепциях, заключавшихся, в частности, в использовании крыла с большей нагрузкой на площадь в сравнении с современными ему самолетами аналогичного назначения. В результате ДБ-3 при значительно меньших размерах и весе имел существенно бо́льшую скорость полета.

Созданный задолго до войны, он обладал не только высоким техническим уровнем, но, что самое главное, в нем удалось воплотить ближайшее будущее авиации. Именно поэтому этот бомбардировщик оказался на уровне предвоенных требований к самолетам такого класса. ДБ-3 был одним из тех самолетов, которые обусловили качественный скачок в развитии отечественной авиации.

В самом конце 30-х годов была проведена крупная модификация ДБ-3, заключавшаяся в улучшении аэродинамики самолета, установке новых, более мощных и высотных моторов М-88 и существенном изменении конструкции в соответствии с отвечающими тому времени требованиями производства. Новый вариант самолета получил обозначение ДБ-3Ф, а позднее Ил-4. После успешно завершенных в 1939 г. государственных испытаний ДБ-3Ф был принят на вооружение и стал основным советским дальним бомбардировщиком.

Хотя ДБ-3Ф и отвечал требованиям, предъявлявшимся накануне войны к дальним бомбардировщикам, стало очевидно, что этот тип самолета имеет не так уж много резервов в плане последующего



Дальний бомбардировщик ДБ-3Ф с моторами М-88

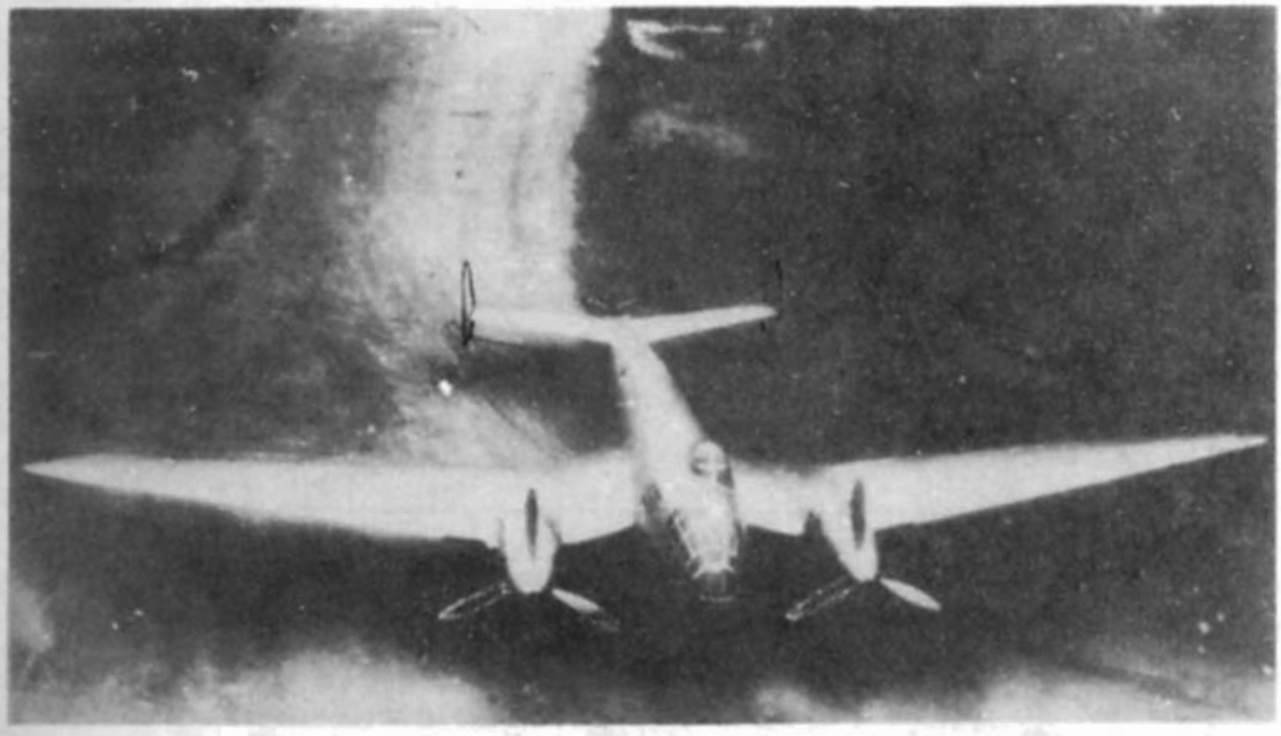


В. Г. Ермолаев

улучшения, назревала необходимость в его замене. Поэтому в КБ С. В. Ильюшина и ряде других заблаговременно начались работы по созданию нового бомбардировщика, который по дальности, скорости, максимальному калибру бомб превосходил бы ДБ-3Ф и в будущем заменил его.

Новый двухмоторный четырехместный самолет С. В. Ильюшина, названный ЦКБ-56 или ДБ-4, рассчитывался под перспективные двигатели М-120, а в альтернативном варианте — под новые АМ-37. Самолет проектировался с учетом последних достижений в области аэродинамики. Предполагалось, что с мотором АМ-37 бомбардировщик сможет развить скорость 500 км/ч на высоте 6000 м и будет обладать дальностью полета 4000 км с нормальной бомбовой нагрузкой 1000 кгс при крейсерской скорости 375 км/ч. Перед самой войной были построены и начали испытываться два варианта ДБ-4. Однако начавшаяся война не позволила КБ С. В. Ильюшина сосредоточить усилия на их доработке, кроме того, моторы АМ-37 серийно не выпускались.

Другой перспективный бомбардировщик ДБ-240 разрабатывался на базе скоростного пассажирского самолета «Сталь-7», созданного под руководством Р. Л. Бартини и выпущенного в 1936 г. Этот самолет имел превосходные летные данные, подтвержденные в двух перелетах в пределах СССР в 1938 г. По сочетанию своих параметров «Сталь-7» был, безусловно, перспективным самолетом. Он обладал отличными аэродинамическими свойствами, большой весовой отдачей. Размеры его были



Дальний бомбардировщик ДБ-240 (Ер-2) с моторами М-105

несколько больше, чем у ДБ-3Ф. Однако еще в 1938 г. Р. Л. Бартини был арестован, как и многие другие работники авиапромышленности, и все работы по созданию ДБ-240 велись под руководством его помощника В. Г. Ермолаева.

Бомбардировщик ДБ-240 рассчитывался под перспективные моторы М-106, с которыми он мог бы иметь максимальную скорость 500 км/ч на высоте 6000 м и дальность полета 5000 км. Но разработка этого мотора затягивалась, и тогда пришлось срочно переделывать проект под менее мощные и высотные, но зато уже выпускавшиеся серийно моторы М-105. Вынужденная замена силовой установки существенно снизила боевые возможности ДБ-240, так как заметно уменьшились его скорость и высотность. Между тем сочетание большой скорости и высотности для дальнего бомбардировщика имело очень важное значение, так как при этом сильно затруднялись обнаружение и перехват самолета истребителями противника и резко уменьшалась вероятность поражения зенитным огнем. Кроме того, благодаря возможности совершать полет на большой высоте значительно уменьшалась зависимость от метеорологических условий на маршруте, что для дальних бомбардировщиков также было очень важно. Поэтому силовая установка из двух М-105 для дальнего перспективного бомбардировщика не могла считаться в полной мере подходящей. Это обстоятельство и определило основное направление дальнейших работ, заключавшееся в поиске наилучшей силовой установки. Вслед за первым экземпляром ДБ-240 (позднее названным Ер-2), выпущенным с двумя М-105, последовательно выпускались опытные самолеты с высотными моторами АМ-37 и дизельными двигателями М-40Ф, которые по мощности и высотности гораздо больше подходили для этого бомбардировщика. Ер-2 обладал высоким аэродинамическим совершенством и имел большой запас топлива. Для увеличения дальности полета при нормальной бомбовой нагрузке 1 тс в свободном пространстве бомболюка предусматривалась подвеска дополнительного бензобака. Благодаря этому весовая отдача по топливу у Ер-2 была самой высокой (32,5%)

Таблица 4

Самолет	Моторы	Мощность на расчетной высоте, л.с.	Взлетный вес, кгс нормальный / максимальный	Площадь крыла, м²	Максимальная скорость на высоте (км/ч)/м	Практический потолок, м	Максимальная дальность с нормальной бомбовой нагрузкой, км	Бомбовая нагрузка, кгс нормальная / максимальная	Экипаж, чел.	Вооружение: число стволов × × тип	
										пулеметы	пушки
ДБ-3Ф	2 × М-88	2 × 1000	8170 / 10 290	66,7	429 / 6600	9700	3300	1000 / 2500	3	3 × ШКАС	–
Ер-2	2 × М-105	2 × 1050	12 520 / 14 150	72,0	437 / 4000	7700	4000	1000 / 4000	4	2 × ШКАС 1 × БТ	–
Ер-2	2 × АМ-37	2 × 1400	12 340 / 13 500	72,0	519 / 6950	10 700	3500	1000 / 4000	4	2 × ШКАС 1 × БТ	–
Ер-2	2 × М-40Ф	2 × 1250	13 500 / 15 500	75,3	430 / 6050	6850	5300	1000 / 5000	4	2 × ШКАС 1 × БТ	–
ДБ-ЛК	2 × М-87Б	2 × 950	9285 / (10 672)	56,87	488 / 5100	8500	2900	1000 / 2000	4	6 × ШКАС	–
Не-111Н-5	2 × Jumo-211D	2 × 970	11 170 / 14 000	85,72	415 / 5500	7200	3250	1000 / 2000	4	3 × MG-15	–
ТБ-7	4 × М-40	4 × 1000	26 000 / 33 500	188,6	393 / 5680	9200	5460	2000 / 4000	10	7 × ШКАС	1 × ШВАК
FW-200C	4 × «F-323R»	4 × 775	21 690 / 25 500	118,4	387 / 4200	6480	3550	1000 / 3800	8	5 × MG-15	1 × MG-FF

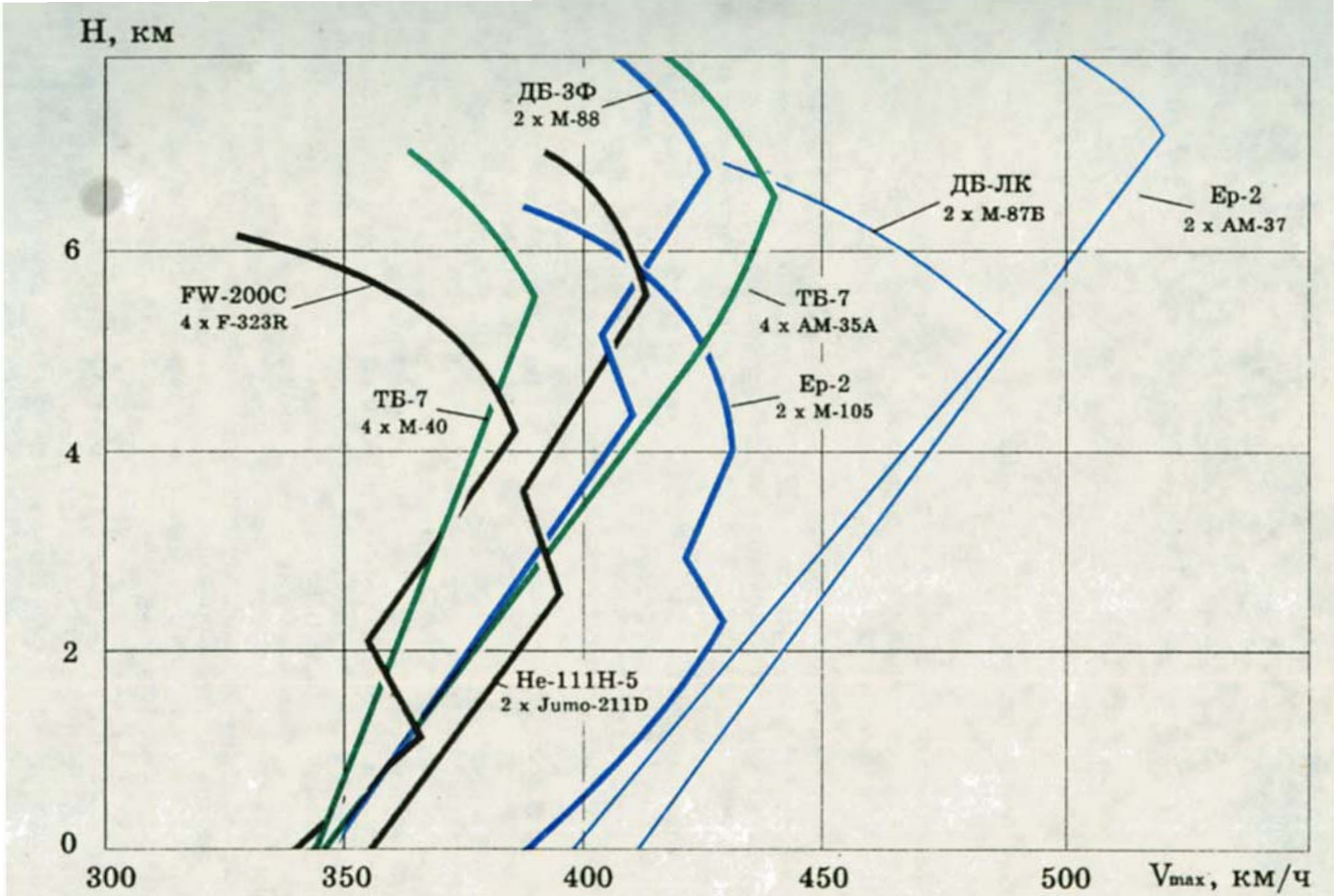


Рис. 3. Высотно-скоростные характеристики дальних и тяжелых бомбардировщиков периода 1939 — 1941 гг.



Дальний бомбардировщик Ер-2 с моторами АМ-37

по сравнению с ее значением у других советских дальних бомбардировщиков. Конструкция Ер-2 существенно отличалась от конструкции «Сталь-7» и была основана на применении плазово-шаблонного метода производства.

Все три опытных экземпляра Ер-2 имели стрелковое вооружение, состоявшее из двух пулеметов ШКАС и одного БТ. Для уменьшения аэродинамического сопротивления в крейсерском полете верхняя турель с БТ и люковая установка со ШКАС убирались в фюзеляж, что давало выигрыш в скорости 15 км/ч.

Заводские (летчик Н. П. Шебанов) и государственные (летчик А. П. Дудкин) испытания первого Ер-2 с моторами М-105 проводились в 1940 г. После их окончания этот вариант бомбардировщика был принят к серийному производству. Испытания показали, что Ер-2 по сравнению с ДБ-3Ф был проще по технике пилотирования, имел преимущество в скорости на малых и средних высотах (табл. 4, рис. 3), но уступал ему на больших и имел значительно меньший потолок, что обусловливалось меньшей высотностью М-105, по сравнению с М-88. С равной нормальной бомбовой нагрузкой 1 тс дальность полета Ер-2 превышала дальность ДБ-3Ф почти на 20% при скорости полета 395 км/ч против 340 км/ч у ДБ-3Ф. При такой же скорости, какая была у Ер-2 в крейсерском полете, дальность ДБ-3Ф была почти на 1500 км меньше. Правда, при этом, как показали государственные испытания, для эксплуатации Ер-2 с максимальным взлетным весом (когда, собственно, и достигалась наибольшая дальность) бомбардировщику требовались площадки для аэродромов размером не менее 2,5 км, что было намного больше, чем для других самолетов того же назначения. Это накладывало существенные ограничения на места базирования соединений самолетов этого типа или же заставляло брать меньше топлива или бомб с целью уменьшения взлетного веса. Поэтому, несмотря на то что на высотах до 6 км бомбардировщик Ер-2 с моторами М-105 по главным показателям заметно превосходил основной дальний бомбардировщик противника Хейнкель 111, нельзя было его считать в полной мере удовлетворяющим требованиям к перспективному самолету этого назначения.

Значительно лучшие характеристики по сравнению с первым показал второй вариант Ер-2 с моторами АМ-37 (см. табл. 4, рис. 3), испытания которого начались весной 1941 г. Этот самолет существенно



Дальний бомбардировщик ДБ-ЛК с моторами М-87Б

превосходил по скорости все отечественные советские серийные и опытные дальние бомбардировщики. Но, как и в случае с ДБ-4 и «103У», второй вариант Ер-2, будучи явно перспективным и не имевшим себе равных, в серии не строился из-за отсутствия массового производства двигателей АМ-37. Кроме того, считалось, что его дальность недостаточна и ее следует довести как минимум до 4000 км.

С двигателями М-40Ф бомбардировщик Ер-2, вышедший на испытания к лету 1941 г., имел максимальную скорость на большой высоте, близкую к скорости ДБ-3Ф, при существенно большей дальности (см. табл. 4). Но мотор М-40Ф еще не был доведен и не обладал достаточной надежностью, поэтому его еще нельзя было использовать на дальнем двухмоторном бомбардировщике, когда безотказность силовой установки имеет особо важное значение. Кроме того, изменять ход серийного производства самолетов и моторов в условиях начавшейся войны было невозможно. Таким образом, в серии остался первый вариант Ер-2 с моторами М-105.

Под руководством известного специалиста по прочности самолетов проф. В. Н. Беляева разрабатывался и в 1939 г. был построен дальний бомбардировщик ДБ-ЛК, имевший оригинальную схему полубесхвостки. Фюзеляжа, как такового, не было, а бóльшая часть полезной нагрузки располагалась в двух развитых гондолах двигателей. Тем самым уменьшалось аэродинамическое сопротивление самолета, а его конструкция получалась легче, чем у самолетов обычной схемы. Существенно улучшался и обстрел задней полусферы. Еще до создания этого бомбардировщика В. Н. Беляев успешно отработал аэродинамическую компоновку крыла будущего самолета и решил принципиальные вопросы его устойчивости и управляемости на двух экспериментальных планерах: ЦАГИ-2 и БП-3.

На государственных испытаниях ДБ-ЛК, которые проводил летчик М. А. Нюхтиков, были зафиксированы хорошие характеристики устойчивости и управляемости при довольно высоких летных данных (см. табл. 4, рис. 3). В то же время испытатели отметили плохой обзор из кабины летчика и штурмана, что являлось крупным недостатком дальнего бомбардировщика. Были и другие дефекты, требовавшие устранения. С учетом всех пожеланий и замечаний военных специалистов проектировался второй вариант этого самолета с перспективными моторами М-71 А. Д. Швецова, но построить его до начала войны не успели.

Из тяжелых бомбардировщиков, предназначенных для нанесения мощных бомбовых ударов по глубоким тылам противника, на вооружение в 1938 г. был принят самолет ТБ-7 (АНТ-42), успешно прошедший испытания. Благодаря оригинальному решению вопроса об обеспечении большой высотности силовой установки (в качестве привода центрального наддува использовался авиационный двигатель М-100) на больших высотах ТБ-7 был почти неуязвим для истребителей тех лет. Созданием этого самолета, предвосхитившего основные тенденции развития бомбардировочной авиации, был ознаменован новый крупный этап советского самолетостроения.

На авиационном заводе № 124 (г. Казань) началась подготовка к серийному производству ТБ-7, которое развернулось в начале 1939 г. Однако почти сразу возникли трудности в обеспечении самолетов моторами (АМ-34ФРН) и приводами агрегата центрального наддува (М-100), серийный выпуск которых сворачивался. Да и сама система центрального наддува представлялась весьма уязвимой и была трудна в изготовлении. Внедрение ТБ-7 в серию происходило в условиях неполной ясности того, насколько необходим тяжелый бомбардировщик, для постройки которого требуется большое количество дефицитного дюралюминия, так необходимого для выпуска фронтовых бомбардировщиков и истребителей. Поэтому после выпуска первых серийных самолетов их производство было временно приостановлено. Однако позднее вопрос решился в пользу ТБ-7, и в мае 1940 г. вышло постановление о возобновлении его серийной постройки. К этому времени стала очевидна необходимость замены силовой установки. Еще в 1939 г. планировалось использовать на ТБ-7 новые моторы АМ-35 А. А. Микулина с высотностью 4500 м и снабдить их турбокомпрессорами (ТК). За счет снятия агрегата центрального наддува (АЦН) удалось значительно увеличить запас топлива, а следовательно, и дальность. Установка ТК вместо АЦН позволила бы, как показали расчеты, получить скорость 480 — 490 км/ч на высоте 9 км и обеспечить дальность полета с бомбовой нагрузкой 2 тс 4000 — 4300 км. Было выпущено семь самолетов ТБ-7 с моторами АМ-35. Но к тому времени еще не были созданы ТК для этих моторов, а без них самолет получался явно бесперспективным, так как лишался всех своих преимуществ. И тогда на бомбардировщики стали ставить высотные моторы АМ-35А. Выпуск таких самолетов начался в 1940 г. Самолет ТБ-7 с АМ-35А имел скоростные характеристики, близкие к исходному варианту, хотя и уступал ему по высотности. Этот вариант ТБ-7 оказался одним из лучших тяжелых бомбардировщиков своего времени. Он значительно превосходил по скорости и высоте полета немецкие бомбардировщики Фокке-Вульф FW-200 аналогичного назначения.



Тяжелый бомбардировщик ТБ-7 с моторами АМ-35А



Тяжелый бомбардировщик ТБ-7 с дизельными двигателями М-40

В 1940 г. в СССР начался выпуск новых дизельных двигателей М-40 и М-30. Эти моторы были почти однотипной конструкции, имели одинаковые установочные узлы и различались, главным образом, системами нагнетания, состоявшими из ТК. Начало серийного производства этих дизельных двигателей явилось своеобразным итогом больших и длительных работ моторостроителей с середины 30-х годов. Благодаря меньшему удельному расходу топлива дизели позволяли существенно повысить максимальную дальность полета тяжелых самолетов или при заданной дальности увеличить бомбовую нагрузку. Неудивительно, что эти качества дизелей давно привлекали внимание самолетостроителей и военных специалистов. Когда дизели начали выпускаться серийно, было принято решение об их установке на ТБ-7. Первые самолеты с М-40 вышли в 1940 г., а в начале 1941 г. были проведены государственные испытания такого ТБ-7, которые показали, что скорость и высотность с дизелями меньше, чем с АМ-35А, но дальность стала существенно больше (см. рис. 3, табл. 4). Бомбардировщик ТБ-7 с дизелями М-30 и М-40 был принят к серийному производству, причем большинство их в 1941 г. было выпущено с М-30. В процессе начавшейся в августе 1941 г. боевой эксплуатации ТБ-7 с дизелями был вскрыт ряд их дефектов. Уже в ходе войны на ТБ-7 дизели М-40 и М-30 стали заменять высотными моторами АМ-35А.

МОРСКИЕ САМОЛЕТЫ

В предвоенные годы велась интенсивная работа по созданию морских самолетов новых типов. В этих работах участвовали КБ Г. М. Бериева, И. В. Четверикова, П. Д. Самсонова и другие.

Тенденции развития сухопутных самолетов нашли свое отражение и при создании морских самолетов, хотя специфика их использования обусловила определенное своеобразие предъявляемых к ним требований, а также компоновочных схем и конструктивных решений. В частности, общее направление на повышение нагрузки на крыло, как одного из основных аэродинамических средств увеличения максимальной скоро-

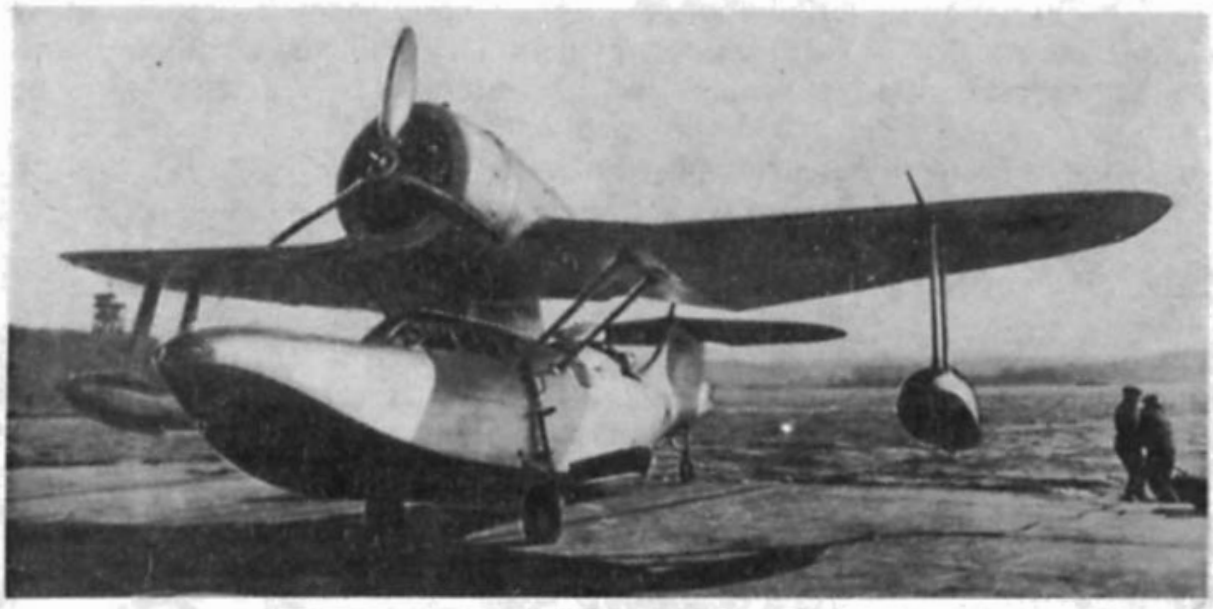
сти, приводит, несмотря на механизацию крыла, к некоторому увеличению взлетной и посадочной скорости. Для сухопутных самолетов это ведет к увеличению длины разбега и пробега и, как следствие этого, к увеличению размеров аэродромов базирования. Для морских самолетов увеличение посадочной скорости приводит к бóльшим нагрузкам на корпус, что, в свою очередь, влечет за собой увеличение веса самолета. Кроме того, исходя из требуемых мореходных качеств, корпус должен был иметь вполне определенные размеры, и уменьшать их с целью снижения аэродинамического сопротивления было нельзя. Гидродинамические же требования к обводам корпуса, выполнение которых обеспечивало хорошую мореходность и приемлемые характеристики взлета и посадки, находились в противоречии с аэродинамическими требованиями, направленными на уменьшение сопротивления в полете.

Одними из первых советских гидросамолетов, в которых нашли отражение новые требования аэродинамики, стали морской тяжелый бомбардировщик А. Н. Туполева АНТ-44 (МТБ-2) и морские дальние разведчики МДР-5 Г. М. Бериева и МДР-6 И. В. Четверикова. Благодаря хорошей аэродинамике и рациональному выбору параметров скоростные и высотные качества этих летающих лодок заметно превосходили характеристики серийных гидросамолетов. (Подробнее о них рассказано в гл. VI, кн. 1.)

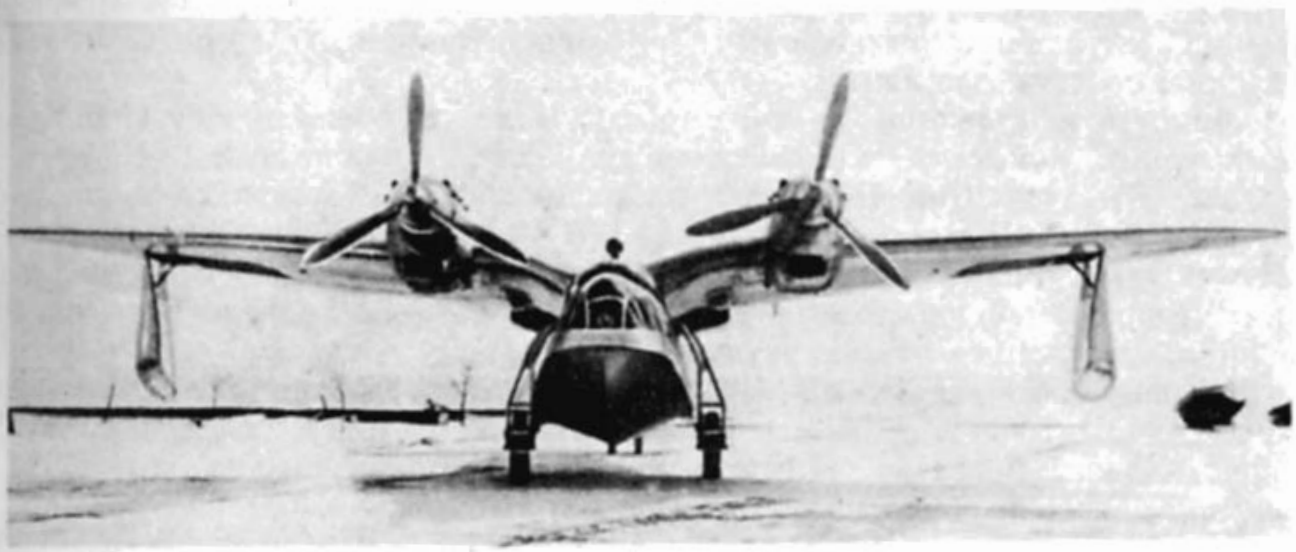
Вслед за МДР-5 в ОКБ Г. М. Бериева выпускались морской ближний разведчик МБР-7, корабельный и базовый ближний морской разведчик КОР-2 (Бе-4). Первый из них показал высокие летные характеристики, но пилотирование его на взлете и посадке оказалось сложным. В серию он запущен не был, а второй — КОР-2 прошел испытания и строился малой серией во время войны.

Несмотря на большое число опытных гидросамолетов и амфибий, в том числе и удачных, ни один из них в предвоенный период в массовое производство не передавался. Самолеты берегового базирования, имевшие убираемое шасси, меньший вес, лучшие аэродинамические свойства и летные характеристики, могли в небольших акваториях Балтийского, Черного и Баренцева морей более эффективно выполнять те задачи, решение которых раньше возлагалось на морские самолеты.

Попытку приблизить летные характеристики гидросамолета к сухопутным предпринял И. В. Четвериков, создав морской дальний развед-



Корабельный и базовый морской разведчик КОР-2 (Бе-4) с мотором М-62



Морской дальний разведчик МДР6-А с моторами М-105

чик МДР6-А, или просто «А». Этот цельнометаллический двухмоторный самолет по схеме был подобен серийному Че-2 (МДР-6), но в отличие от него имел крыло существенно меньшей (почти на 20%) площади, хорошо обтекаемый корпус лодки, убираемые подкрыльевые поплавки, двигатели жидкостного охлаждения М-105. Аэродинамика самолета «А» была доведена до возможного совершенства. На испытаниях в 1940 г. он показал рекордную скорость 454 км/ч, т. е. почти на 100 км/ч больше, чем у серийного Че-2. Таким образом, по этому показателю новый гидросамолет не только превосходил все советские и зарубежные летающие лодки такого класса, но практически сравнялся с сухопутными серийными бомбардировщиками тех лет (СБ, ДБ-3Ф, ТБ-7). Однако это было достигнуто ценой ухудшения других свойств самолета,



Морской дальний разведчик МДР6-Б4 с моторами ВК-107

в частности мореходности. Дальнейшие модификации «А» от Б-1 до Б-3, выпущенные в период 1941 — 1942 гг., были направлены в основном на улучшение мореходных и эксплуатационных данных и на усиление средств защиты.

Опыт использования дальних разведчиков в боевых действиях во время войны показал, что их дальность полета должна быть не менее 3000 км. Пытаясь выполнить это требование, И. В. Четвериков последовательно модифицирует свой самолет (Б-4 и Б-5). Почти в два раза был увеличен запас топлива, что, в свою очередь, потребовало увеличения водоизмещения лодки. Размеры ее возросли, аэродинамические свойства самолетов сильно ухудшились, поэтому, несмотря на применение новых моторов ВК-107, скорость этих модификаций, выпущенных уже в 1944 — 1945 гг., значительно снизилась, самолет для своих размеров оказался перетяжеленным и потерял те преимущества, которыми обладал в исходных вариантах. Серийно эти гидросамолеты не выпускались.

* *
*

Таковы основные результаты поистине огромной работы, проделанной инженерами и рабочими, конструкторами и техниками, учеными и летчиками-испытателями — всеми работниками авиационной промышленности по разработке и внедрению в производство самолетов нового поколения.

Боевые советские самолеты, созданные в предвоенные годы и принятые к серийному производству, определили новый этап развития советской авиации. В тот период была заложена научная и техническая база, на основе которой развивались и совершенствовались советские самолеты в течение всей Великой Отечественной войны.

За короткий период было решено огромное число научно-технических задач, испытано множество опытных самолетов различного назначения. Особенностью этого периода являлись крайне сжатые сроки разработки новой авиационной техники, что диктовалось все увеличивающейся напряженностью международной обстановки. Это наложило свой отпечаток на создание и доводку самолетов, а также на выбор типов машин для запуска их в серию. Опытные образцы самолетов нового поколения, которые были отобраны для серийного производства, выделялись среди остальных главным образом следующим:

более ранними сроками выхода на летные испытания;

удовлетворением комплексу тактико-технических требований или, по крайней мере, наиболее важным из них;

отсутствием необходимости в принципиальных длительных доводках;

серийностью принятых моторов.

В сложившейся обстановке многие самолеты, разработка и (или) доводка которых в силу различных причин затягивались, теряли возможность выпускаться серийно.

При очень сжатых сроках проектирования и летных испытаний новых самолетов неизбежно оставались неустраненными некоторые их недостатки. Часть из них устранялась в процессе налаживания и начала серийной постройки, другая же часть проявлялась уже в ходе массовой эксплуатации. Поэтому требовалось определенное время для окончательной доводки новой техники и полного ее освоения в авиационных соединениях.

Значительному сокращению времени доводки опытных и серийных самолетов, улучшению их боевых и эксплуатационных свойств способ-

ствовала большая работа Научно-испытательного института ВВС, где проходили испытания все без исключения военные самолеты. На этой организации лежала чрезвычайно ответственная задача по выработке основных требований к новым боевым самолетам и по выявлению наиболее перспективных образцов машин. Эти задачи, имевшие большую государственную важность, НИИ ВВС решал в тесном взаимодействии с КБ, ЦАГИ, ЦИАМ и другими авиационными организациями и институтами. Это способствовало оперативному решению возникавших вопросов и в конечном итоге ускоренному созданию новых самолетов.

Известную роль в деле совершенствования авиационной техники сыграл Летно-исследовательский институт (ЛИИ). Он был образован незадолго до войны с целью проведения заводских испытаний самолетов и летных исследований с единых методологических позиций и на самом высоком научном уровне.

Конечно, не все удалось сделать так, как первоначально планировалось. Но было сделано главное — создано новое поколение боевых самолетов. К 1941 году наша страна уже располагала вполне современной авиационной техникой. Началось ее серийное производство. Теперь дело было за количеством этой техники и последующим ее освоением в войсках. Авиационная промышленность интенсивно наращивала выпуск боевых самолетов. Но все же к началу войны их было еще явно недостаточно. К освоению же истребителей Як-1 и штурмовиков Ил-2 военные летчики только приступили. Это не могло не сказаться на боевой готовности нашей авиации. Но основа для массового выпуска качественно новых боевых машин и дальнейшего развития военной авиации — одного из важнейших видов вооруженных сил — уже была создана.

Глава 3 РАЗВИТИЕ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ В ПЕРИОД ВЕЛИКОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ВОЙНЫ

НАЧАЛЬНЫЙ ПЕРИОД (1941 — 1942 гг.)

Истребительная авиация являлась главным средством завоевания превосходства в воздухе и борьбы с воздушным противником. К началу Великой Отечественной войны истребители составляли более половины всего самолетного парка советских ВВС. На 22 июня 1941 г. в западных приграничных военных округах число истребительных авиационных полков, располагавших новой техникой и частично уже освоивших ее, не превышало 37%. Вооружение остальных составляли устаревшие истребители И-15бис, И-153 и И-16 [1].

Внезапные воздушные налеты фашистской авиации на аэродромы на рассвете 22 июня 1941 г. привели к большим потерям советской авиации, однако летчики в первый же день войны сбили более 200 самолетов противника, а с 22 июня по 10 июля — около 600 [2].

Потери, понесенные советскими истребительными авиационными соединениями в самом начале войны, были очень велики. Малочисленность истребителей и их распыленность по фронту сказывались на боевых действиях сухопутных войск, а также на действиях бомбардировочной и штурмовой авиации, которые из-за отсутствия или малочисленности истребителей сопровождения несли большие потери и поэтому часто не могли нанести противнику мощные удары с воздуха. На тридцатый день войны на всем Западном фронте у нас осталось (очевидно, с учетом поступивших за эти дни пополнений) всего семьдесят восемь истребителей. Причем только 15 из них были современными: двенадцать МиГов и три ЛаГГа [3]. Требовалось срочное пополнение авиации истребителями новых типов.

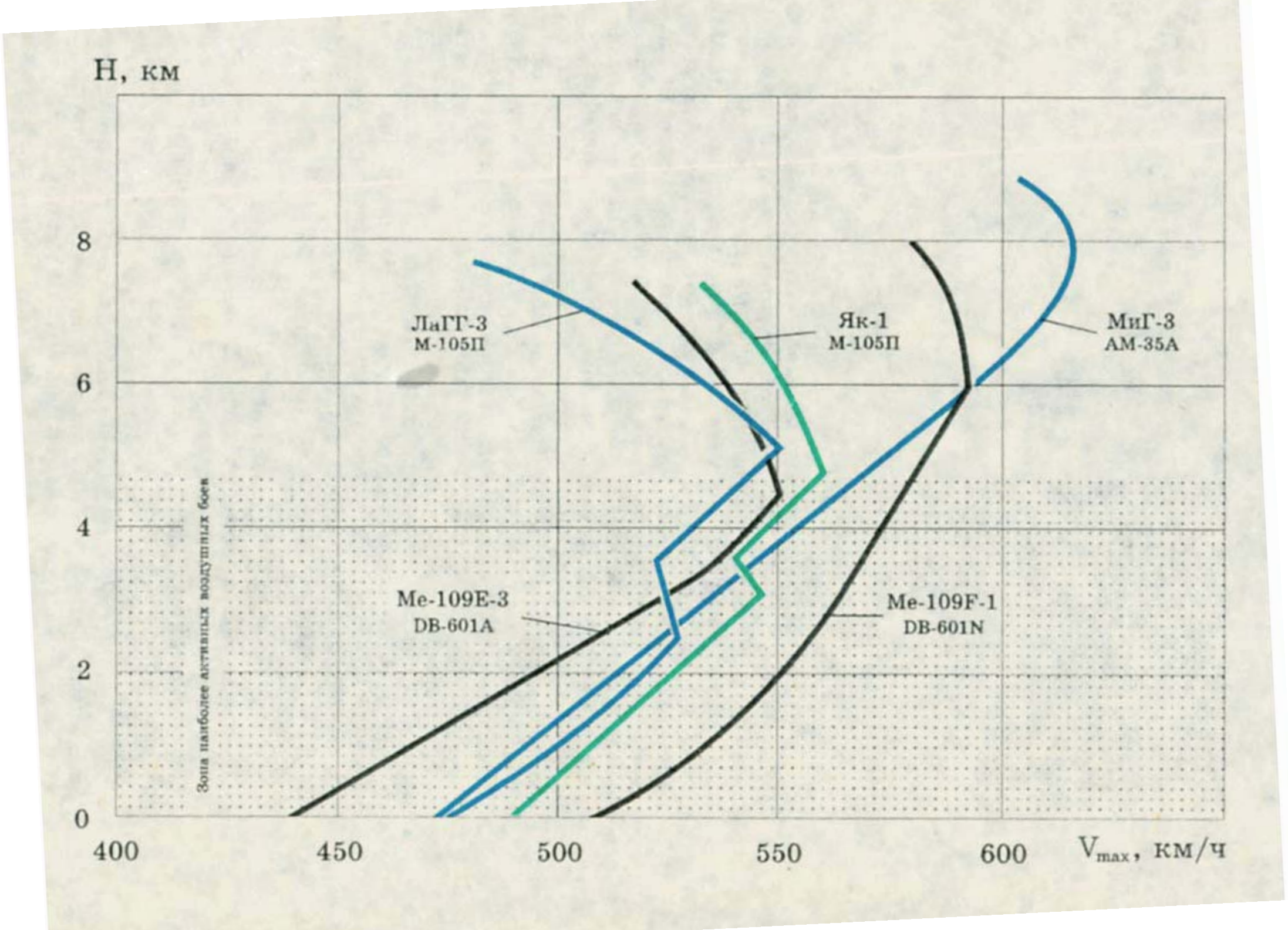
Из истребителей нового поколения в строевых частях в начальный период войны больше всего было самолетов МиГ-3. По сравнению с И-16 и И-153 этот истребитель, так же как Як-1 и ЛаГГ-3, представлял собой качественно новую боевую машину, на которой благодаря большей скорости можно было вести активный наступательный воздушный бой, широко используя атакующий вертикальный маневр. Трижды Герой Советского Союза А. И. Покрышкин, начавший войну на МиГ-3, так оценивал этот истребитель: «...Он легко пикировал, набирая скорость свыше пятисот километров, и после этого делал горку до семисот метров, чего не мог дать И-16. А это очень важно. Большая вертикаль обеспечивает высоту, а высота — запас скорости. Словом, в МиГе все соответствовало главному назначению истребителя: атаке...» [4]. Очевидно, новая техника требовала и новой тактики ведения боя, когда наиболее явно и проявлялись ее достоинства. Но в начале войны советские летчики в большинстве своем из-за отсутствия боевого опыта, очень малого времени, отпущенного на освоение новых самолетов, а также из-за консерватизма в руководстве по организации воздушного боя не могли в полной мере использовать все достоинства новых истребителей. Знаменитая



Истребитель МиГ-3

формула боя А. И. Покрышкина «Высота — скорость — маневр — огонь» появилась позже. В ней как бы сконцентрировался опыт, уже приобретенный в воздушных сражениях и добытый ценой жертв и потерь. Сам А. И. Покрышкин так объяснял эту формулу: «Кто находится выше противника, тот хозяин воздуха. Высота — это скорость, скорость — это высота. Другими словами, маневр с высоты дает скорость, а скорость позволяет энергично набрать высоту. Скоростной маневр по вертикали обеспечивает внезапность удара, создает большие угловые перемещения. Наиболее выгодный вертикальный маневр — это «соколиный удар», внезапный, быстрый, точный. Современный бой — это бой на вертикальных маневрах...» [5]. В начальный же период войны советские летчики часто вели воздушные бои на небольшой скорости при широком использовании горизонтального маневра, зачастую применялась так называемая «карусель», когда самолеты вставали в круг, защищая друг друга. И если такая тактика ведения боя вынужденно применялась иногда летчиками, летавшими на устаревших И-153 и И-16, то для скоростных истребителей нового поколения она была непригодна. Более того, в таких условиях применения особенно очевидно проявлялись некоторые технические недостатки, присущие, в частности, самолетам МиГ-3 и ЛаГГ-3, из-за чего снижалась их боеспособность.

Истребитель МиГ-3, задуманный для ведения активного воздушного боя на основе преимущества в скорости в широком диапазоне высот, в силу своих технических особенностей имел отличные летные качества на больших высотах, где его превосходство в сравнении с другими советскими истребителями, а также с Ме-109Е было весьма ощутимым (рис. 1). На всех высотах МиГ-3 обладал лучшими пикирующими качествами, чем Ме-109Е: он быстрее набирал скорость и мог либо уйти от преследовавших его Ме-109, либо настигнуть их. Но другие летные качества МиГ-3 на средних и особенно малых высотах, где в основном и велись воздушные бои на протяжении всей войны, были весьма посредственными. И если по скорости в этом диапазоне высот он не сильно отличался от других новых советских истребителей, чему в немалой степени способствовало высокое аэродинамическое совершенство


H, км
8
6
4
2
0
ЛаГГ-3
М-105П
Як-1
М-105П
МиГ-3
АМ-35А
Me-109E-3
DB-601A
Me-109F-1
DB-601N
Зона наиболее активных воздушных боев
400
450
500
550
600
V_{max}, км/ч

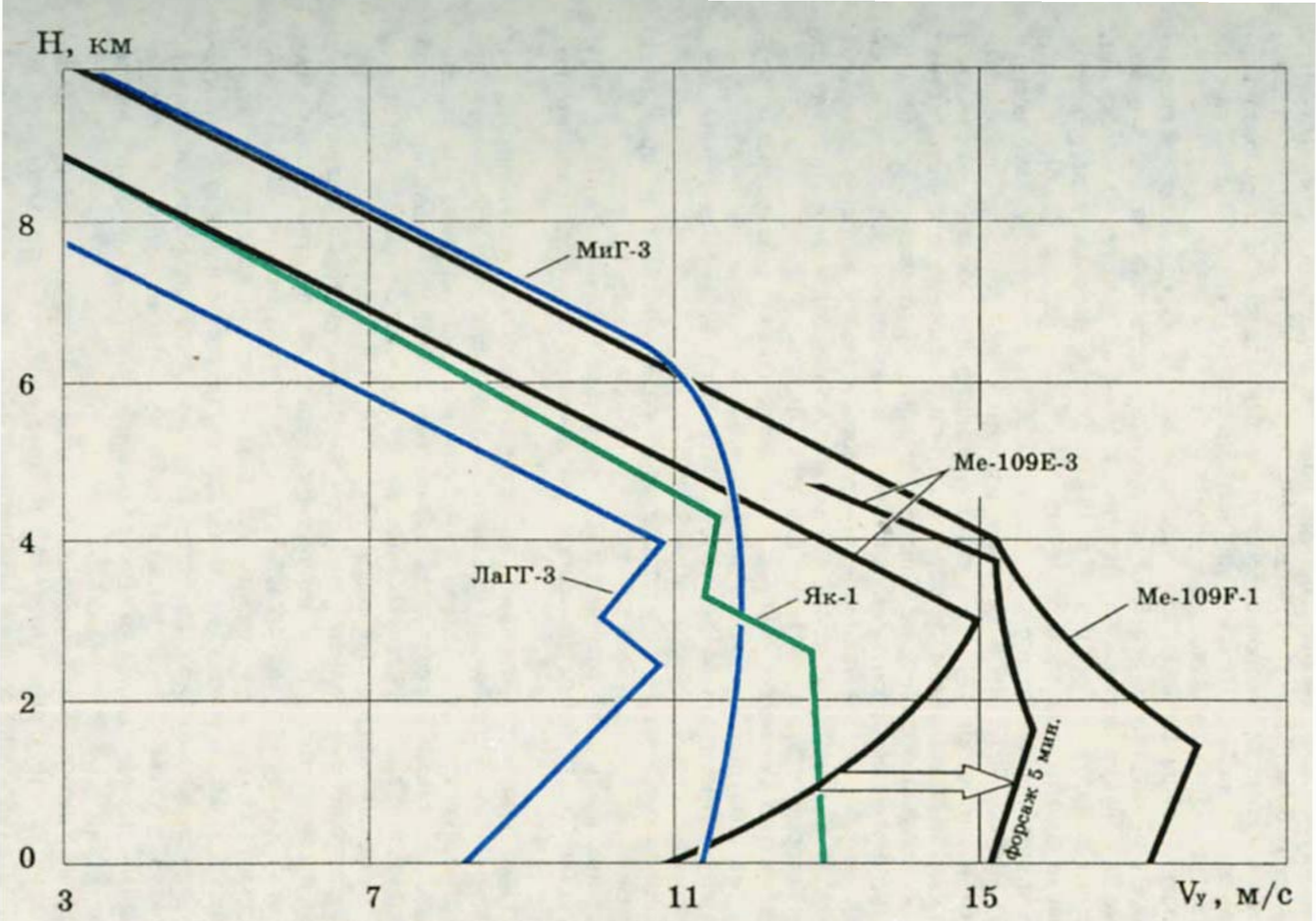


Рис. 1. Высотно-скоростные характеристики серийных истребителей по состоянию на сентябрь — октябрь 1941 г.

его компоновки, то по скороподъемности и приемистости он уже заметно уступал Ме-109Е, так как мощность его высотного мотора у земли была недостаточна. Особенно явно слабые стороны МиГ-3 проявлялись в сравнении с новым немецким истребителем Ме-109F, появившемся на фронте осенью 1941 г., а также с последними модификациями Ме-109Е, оборудованными более мощными моторами DB-601N. До высоты 6 км МиГ-3 уступал Ме-109F по всем основным летным качествам: скорости, скороподъемности, вертикальному и горизонтальному маневру (рис. 1). Почему же истребитель, на который так рассчитывали, не оправдал надежд?

Главным принципиальным недостатком МиГ-3 оказалась слишком большая его высотность, которая выбиралась из расчета на то, что воздушные бои будут вестись на средних и больших высотах. Казалось бы, воздушная война в небе Англии в 1940 г., когда английская истребительная авиация отражала массированные воздушные налеты фашистов, подтвердила необходимость иметь в составе ВВС истребитель с высотностью, как у МиГ-3. Действительно, один из самых известных и признанный лучшим в английских ВВС истребитель «Спитфайр» обладал высотностью 6 — 8,5 км (в зависимости от варианта). Это полностью отвечало тактике ведения воздушной войны на Западе. Но характер боевых действий авиации на Восточном фронте оказался совершенно иным. Это определялось не тем, что одному из противников удалось навязать выгодную для себя тактику, а самим характером выполняемых истребителями тактических задач, которые включали [1, с. 133, 134, 142]:

прикрытие сухопутных войск и тыловых объектов от ударов с воздуха и от воздушной разведки противника (на выполнение этой задачи фронтовые истребители за всю войну затратили 47% самолето-вылетов, а в первый период войны — 60 — 70%);

обеспечение боевых действий других родов авиации и прикрытие аэродромов их базирования (37% всех самолето-вылетов);

ведение воздушной разведки (11% всех самолето-вылетов [2, с. 19]);

действия по войскам и технике противника (5% всех самолето-вылетов).

Только прикрытие тыловых объектов и борьба с воздушными разведчиками иногда требовали сравнительно большой высоты полета истребителей, остальные задачи выполнялись на средних и малых высотах, что также определялось характером действий бомбардировочной и штурмовой авиации, действовавшей во фронтовой зоне главным образом с малых и средних высот [2, с. 14, 15, 32].

Таким образом, большая высотность МиГ-3, которая вначале считалась несомненным его достоинством, стала недостатком, поскольку при односкоростном нагнетателе, установленном на моторе АМ-35А, она достигалась за счет ухудшения основных летных качеств на малых высотах. До войны этому не придавалось особого значения, а оперативно изменить что-либо по ходу серийного производства, например, установить двухскоростной нагнетатель или сменить мотор, в тяжелый начальный период войны и последовавшей вскоре эвакуации многих заводов стало уже невозможно.

Другим, может быть, не менее важным недостатком МиГ-3 были не вполне удовлетворительные пилотажные свойства, что требовало достаточно высокой (по меркам военного времени) квалификации летчика. Особенно неприятным дефектом была склонность самолета к сравнительно раннему срыву в штопор (у самолетов без предкрылков). О том, как этот недостаток проявлялся в боевой обстановке, можно судить по примеру из боевой практики А. И. Покрышкина. «...Вот один из

Ме-109 почти у меня на прицеле. Надо только взять упреждение, вынести перекрестие впереди мотора. Чуть потянул ручку управления, и мой МиГ, задрожав, стал входить в штопор. Отдачей ручки от себя перешел в пикирование...» [5, с. 57]. У А. И. Покрышкина был запас высоты, но когда ее не хватало, катастрофа была неизбежна.

Наряду с техническими причинами, обусловившими не столь высокую, как рассчитывали, боеспособность МиГ-3 в воздушных боях, существовали еще и производственные. Дело в том, что качество изготовления серийных самолетов в начальный период войны было не на должном уровне. Сказывались и конструктивные недостатки, которые не успели устранить до войны (например, только отсос посадочных щитков мог снизить максимальную скорость МиГ-3 на 25 — 30 км/ч). Они были присущи не только МиГ-3, но и ряду других новых советских самолетов, просто у высотного МиГ-3 эти недостатки сказывались особенно сильно из-за его небольшой энерговооруженности. Исчезло главное его преимущество — большая скорость. У серийных МиГ-3, выпущенных во второй половине 1941 г., скорость у земли вместо 495 км/ч была 462 — 475 км/ч, а на расчетной высоте вместо 640 км/ч всего 603 — 622 км/ч. Снизилась и без того невысокая скороподъемность на небольших высотах (даже с уменьшенным до 335 кгс запасом топлива). Кроме того, при смене мотора в полевых условиях требовалась тщательная регулировка системы нагнетания, что занимало много времени даже при высокой квалификации технического состава. Недостаточно точная регулировка приводила к ухудшению характеристик мотора и, как следствие этого, к дополнительному ухудшению летных данных.

Боевая эксплуатация МиГ-3 окончательно подтвердила слабость его вооружения, состоявшего из одних пулеметов. Такой состав оружия не обеспечивал достаточно эффективного поражения самолетов противника, так как только один из трех пулеметов был крупнокалиберным. Уже в ходе боевых действий стали иногда устанавливать под консолями еще два крупнокалиберных пулемета. Мощь огня увеличивалась, но вес самолета возрастал, а скорость и маневренность ухудшались. Поэтому от такого варианта вооружения пришлось отказаться. На МиГ-3 устанавливалось и ракетное оружие, состоявшее из шести РС-82, а также держатели для двух авиабомб калибра до 100 кг. Наличие направляющих для РС и бомбодержателей увеличивало аэродинамическое сопротивление истребителя, из-за чего ухудшались практически все летные характеристики.

Но все же нельзя не отметить, что, несмотря на ряд недостатков, МиГ-3 в руках инициативных, тактически грамотных и хорошо освоивших этот самолет летчиков показал себя весьма сильной боевой машиной. Так, А. И. Покрышкин на этом истребителе уничтожил десять вражеских самолетов, в том числе пять Ме-109Е, причем все бои с ними он провел на небольших высотах, то есть там, где летные данные МиГ-3 не были оптимальными. Тем не менее стало ясно, что в условиях массовой эксплуатации МиГ-3 не обладает необходимыми боевыми качествами. Как уже отмечалось выше, это обусловливалось целым рядом причин, начиная с технических и производственных и кончая тактикой его применения.

Крупносерийное производство истребителя МиГ-3 продолжалось сравнительно недолго — до ноября 1941 г. Затем последовала эвакуация завода, выпускавшего этот истребитель. На новом месте завод начал освоение штурмовика Ил-2, а производство МиГ-3 постепенно сокращалось, а затем и вовсе прекратилось, что явилось следствием недостаточной его боевой эффективности в боях с новыми истребителями

фашистской Германии и прекращением выпуска моторов АМ-35А в пользу моторов АМ-38, ставившихся на Ил-2. Этот штурмовик показал себя превосходной боевой машиной, в которой очень нуждался фронт. В известной телеграмме И. В. Сталина, отправленной в конце декабря 1941 г. директорам двух авиазаводов, были, в частности, и такие слова: «... Нам нужны не МиГи, а Ил-2» [6].

Конечно, конструкторы отлично понимали природу недостатков МиГ-3 и предпринимали попытки улучшить его данные. Необходимо было в первую очередь увеличить его энерговооруженность на небольших высотах. Еще в июле 1941 г. разработали вариант МиГ-3 с мотором АМ-38. Такая модификация почти не требовала изменения конструкции и легко могла быть освоена в серии. Из истребителя с повышенной высотностью самолет превращался в низковысотный с максимальной скоростью у земли 519 км/ч, а на высоте 3,4 км — 592 км/ч. И хотя по скорости МиГ-3 с АМ-38 на небольших высотах превосходил другие советские истребители, но был тяжел в управлении, его скороподъемность оказалась все же недостаточной (набор высоты 5 км занимал около 8 мин), а маневренность невысокой. Испытания показали также, что нуждаются в доработке системы охлаждения воды и масла. В силу этих причин вариант МиГ-3 с мотором АМ-38 дальнейшего развития не получил, хотя и было построено некоторое число таких машин.

К концу 1941 г. в нашей стране было выпущено большое число моторов воздушного охлаждения М-82 конструкции А. Д. Швецова. Это был новый перспективный двигатель, прошедший государственные испытания весной 1941 г. и запущенный в массовое производство. Однако применения он не находил, так как силовые установки выпускавшихся в то время самолетов были уже определены. Когда принималось решение о запуске в серию М-82, то планировалось использовать его на ряде новых самолетов, которые уже выпускались серийно. В частности, истребитель МиГ-3 с М-82 предполагалось построить к июлю 1941 г. Но война отодвинула эти работы на более поздний срок, так как в тот период все внимание было сосредоточено на обеспечении серийного выпуска самолетов и устранении их конструктивных дефектов. В расчете именно на М-82 в исключительно сжатые сроки в конце 1941 г. был создан новый вариант МиГ-3, получивший обозначение МиГ-9*. Но ввиду эвакуации летные испытания МиГ-9 начались только в июне 1942 г. Они показали, что истребитель недодает 40 — 45 км/ч скорости и что, как и МиГ-3, сложен по технике пилотирования для летчиков средней квалификации. Да и само понятие «летчик средней квалификации» во время войны изменилось. Связано это было с непрерывным вводом в строй большого числа молодых летчиков, прошедших ускоренное обучение и не имевших, естественно, необходимого опыта. Испытания и доводка МиГ-9 затянулись и уже не могли оказать влияния на судьбу серии МиГ-3.

Истребитель МиГ-9 не стал массовым, но сослужил тем не менее хорошую службу. Во время его испытаний в натурной трубе Т-104 ЦАГИ впервые было экспериментально обнаружено очень сильное влияние негерметичности капота мотора воздушного охлаждения на аэродинамическое сопротивление и, следовательно, на скорость полета. Герметизация капота позволила увеличить максимальную скорость МиГ-9 сразу на 25 км/ч. Эти испытания поучительны в том отношении, что они позволили не только отыскать «потерянные» 40 — 50 км/ч скорости

* Обозначение МиГ-9 позднее было использовано повторно для другого самолета.

(это подтвердили летные испытания в ЛИИ), но и выяснить источники основных аэродинамических потерь, свойственных самолетам с моторами воздушного охлаждения. Приобретенный опыт вскоре очень пригодился при совершенствовании нового истребителя Лавочкина Ла-5 с таким же мотором.

В конце 1941 — начале 1942 г. многие конструкторы вели работы по установке на свои самолеты новых моторов М-82. В конце 1941 г. под М-82 разрабатывались модификации истребителей ЛаГГ-3 и Як-7. По своей конструкции ЛаГГ-3 в сравнении с МиГом и Яком больше подходил для подобной смены мотора и очень нуждался в ней, так как ему явно не хватало мощности М-105П.

Истребитель ЛаГГ-3 в больших количествах стал поступать на фронт к концу лета 1941 г. Он имел более мощное вооружение, чем другие серийные советские истребители. Вооружение большинства самолетов ЛаГГ-3 выпуска 1941 г. и начала 1942 г. состояло из одной пушки ШВАК и трех пулеметов (один крупнокалиберный БС и два скорострельных ШКАС). Под крылом можно было подвесить шесть РС-82, а также два подвесных бака или две авиабомбы. Конечно, мощное вооружение ЛаГГ-3 в сочетании с повышенной дальностью (у самолетов первых серий), более высокой живучестью и ремонтоспособностью, чем у других истребителей, имело большое значение, но достигалось это ценой значительного увеличения веса. Вес оружия и боезапаса ЛаГГ-3 был на 70 — 80 кгс, топлива на 40 — 100 кгс, а цельнодеревянной конструкции примерно на 200 кгс больше, чем у Як-1 с тем же мотором М-105П. В результате полетный вес ЛаГГ-3 на 300 — 400 кгс превышал вес Як-1. Стремление получить лучшие боевые свойства цельнодеревянного ЛаГГ-3 за счет увеличения времени боевого вылета и мощи вооружения самым неблагоприятным образом сказалось на его истребительных качествах: скорости, скороподъемности и маневренности, что привело к существенному снижению боеспособности. К тому же и качество производственного изготовления серийных самолетов поначалу было низким. В итоге максимальная скорость ЛаГГ-3 выпуска осени 1941 г. была всего 540 — 550 км/ч (см. рис. 1), время набора высоты 5 км очень большое — 7,1 — 8,6 мин, время выполнения виража самолетами, не оборудованными предкрылками, составляло 24 — 26 с. Ввиду очень большой потери высоты при неустановившихся маневрах типа «переворот через крыло» и склонности к срыву в штопор, имевшейся у самолетов без предкрылков, на ЛаГГ-3 практически нельзя было вести воздушный бой на высоте ниже 700 м. По мере увеличения высоты положение несколько исправлялось, но в целом вести воздушный бой на ЛаГГ-3 с истребителями противника было очень трудно, особенно с Ме-109F, который благодаря большей скорости и энерговооруженности имел значительное преимущество в бою и прежде всего на вертикалях. Летчики, летавшие на ЛаГГ-3, отмечая положительные стороны этого истребителя, в то же время высказывали много замечаний относительно ряда его летных качеств, справедливо считая ЛаГГ-3 тяжелым в управлении, недостаточно маневренным и скоростным самолетом.

Ввиду малой боевой эффективности ЛаГГ-3 в воздушных боях с новыми истребителями противника на головном авиационном заводе им. С. Орджоникидзе в г. Горьком, где изготовлялось большинство этих самолетов, в соответствии с решением ГКО началась подготовка к выпуску истребителей Як-7, а ЛаГГ-3 снимались с производства. Разумеется, такая работа, осуществляемая без остановки серийного выпуска ЛаГГ-3, требовала подготовительного периода. Это короткое время было использовано конструкторами во главе с С. А. Лавочкиным для завершения работ по модификации ЛаГГ-3, направленной на существенное улучшение его летных качеств.

Конструкторы понимали, что главным средством улучшения боеспособности ЛаГГ-3 в воздушном бою является увеличение его энерговооруженности. Повысить ее можно было только путем замены мотора более мощным. Изменять же конструкцию самолета с целью ее облегчения не представлялось тогда возможным по условиям серийного производства. Исследовались два варианта модификации ЛаГГ-3. Первый предусматривал замену мотора на новый, только появившийся и имевший перспективу в плане серийной постройки мотор М-107, намного большей мощности, чем М-105П. Самолет с этим мотором был построен, но его испытания не дали определенных результатов — мотор и системы охлаждения нуждались в серьезной доработке. Поэтому этот вариант модификации ЛаГГ-3 отпал. Второй вариант предусматривал установку серийного мотора воздушного охлаждения М-82. Расчеты показывали, что такая замена весьма перспективна: благодаря значительному увеличению энерговооруженности намного улучшались характеристики маневра в вертикальной плоскости и возрастала скороподъемность, увеличивалась и максимальная скорость, т. е. самолет приобретал те качества истребителя воздушного боя, которых ему так недоставало. Перспективность такой смены силовой установки сомнений не вызывала, тем более что мотор М-82 уже выпускался в больших количествах. Важно было в кратчайший срок завершить проектирование, постройку и доводку опытного экземпляра.

В ходе проектирования этой модификации ЛаГГ-3, получившей вскоре марку Ла-5, конструкторам пришлось решать довольно сложную задачу о размещении новой силовой установки с большим весом и миделем на самолете при минимальном изменении его конструкции. Только при выполнении этого условия можно было перевести серийное производство с выпуска ЛаГГ-3 на выпуск Ла-5 без снижения темпа изготовления. С этой задачей конструкторы и завод справились успешно. Уже к лету 1942 г. Ла-5 прошел все положенные испытания, показав отличные летные данные: максимальная скорость на высоте — 600 км/ч, время набора высоты 5 км — 5,21 мин. Ла-5 был принят к серийному производству вместо ЛаГГ-3. Вооружение Ла-5 состояло из двух синхронных пушек ШВАК.

Оперативность выполнения большого объема доводочных работ в ходе испытаний Ла-5 в значительной степени определялась тесным взаимодействием КБ С. А. Лавочкина с НИИ ВВС, ЛИИ, ЦИАМ и КБ А. Д. Швецова. Благодаря этому удалось в кратчайшие сроки решить множество вопросов, связанных в основном с компоновкой силовой установки, и довести Ла-5 до серии, прежде чем на конвейере вместо ЛаГГа появился другой истребитель. Производство Ла-5 быстро наращивалось, и уже осенью 1942 г. под Сталинградом появились первые авиационные полки, имевшие на вооружении этот истребитель.

Надо сказать, что Ла-5 не был единственным вариантом переделки ЛаГГ-3 под мотор М-82. Еще летом 1941 г. подобную модификацию осуществили в Москве под руководством М. И. Гудкова (самолет назывался Гу-82). Этот самолет получил хороший отзыв НИИ ВВС. Последующая эвакуация и, видимо, недооценка в тот момент важности такой работы сильно затянули испытания и доводку этого истребителя.

Некоторое время ЛаГГ-3 и Ла-5 выпускались на головном заводе параллельно. Но постепенно все производство перевели на выпуск Ла-5, а ЛаГГ-3 продолжали изготовлять на заводе № 31 в Тбилиси. Серийное производство ЛаГГ-3 продолжалось на этом заводе до 1944 г. С учетом полученного в ходе боев опыта в 1942 г. в конструкцию ЛаГГ-3 вносился ряд изменений, направленных на повышение его боеспособности в воздушном бою. Как уже отмечалось, в первую очередь следовало



С. А. Лавочкин

увеличить энерговооруженность. Для этого уменьшили вес полезной нагрузки за счет снижения запаса топлива и изменения состава оружия. Одновременно была повышена мощность силовой установки путем замены М-105П его форсированным вариантом М-105ПФ. Благодаря внедряемым по ходу производства конструктивным изменениям улучшались аэродинамические и эксплуатационные свойства ЛаГГ-3. В результате всех этих работ к середине 1942 г. серийные ЛаГГ-3, выпускаемые этим заводом, по скорости и скороподъемности почти сравнялись с Як-1 того же времени выпуска (см. рис. 3), хотя и уступали последнему в пилотажных качествах.

Что касается Ла-5, то он быстро завоевал признание. Большие скорости горизонтального полета, неплохая скороподъемность и приемистость в сочетании с лучшей, чем у ЛаГГ-3, маневренностью на вертикалях, обусловили резкий качественный скачок при переходе от ЛаГГ-3 к Ла-5. Мотор воздушного охлаждения имел большую живучесть, чем мотор жидкостного охлаждения, и одновременно являлся своеобразной защитой летчика от огня с передней полусферы. Используя это свойство, летчики, летавшие на Ла-5, смело шли в лобовые атаки, навязывая противнику выгодную для себя тактику боя.

Но все достоинства Ла-5 на фронте проявились не сразу. Первое время из-за ряда «детских болезней» его боевые качества существенно снижались. Конечно, при переходе к серийному выпуску летные данные Ла-5 по сравнению с его опытным экземпляром несколько ухудшились,



ЛаГГ-3 с мотором М-105ПФ (1944 г.)

но не столь значительно, как у других советских истребителей. Так, скорость на малых и средних высотах снизилась всего на 7 — 11 км/ч, скороподъемность почти не изменилась, а время виража благодаря установке предкрылков даже уменьшилось с 25 до 22,6 с. Однако реализовать максимальные возможности истребителя в бою было трудно. Перегрев мотора ограничивал время использования максимальной мощности, маслосистема нуждалась в доработке, в кабине летчика температура воздуха достигала 55 — 60°С, нуждалась в улучшении система аварийного сброса фонаря и качество плексигласа. Словом, конструкторам и заводу предстояла большая и трудоемкая работа по доводке новой машины на основе опыта ее эксплуатации в войсках. В этом деле конструкторам оказывалась всемерная помощь со стороны ЦАГИ, ЛИИ, ЦИАМ и других научно-исследовательских институтов. Проявлявшиеся в начальный период серийного производства и массовой эксплуатации недостатки постепенно изживались, Ла-5 становился все более надежным и грозным оружием и имел значительные резервы для дальнейшего развития (табл. 1, рис. 2).

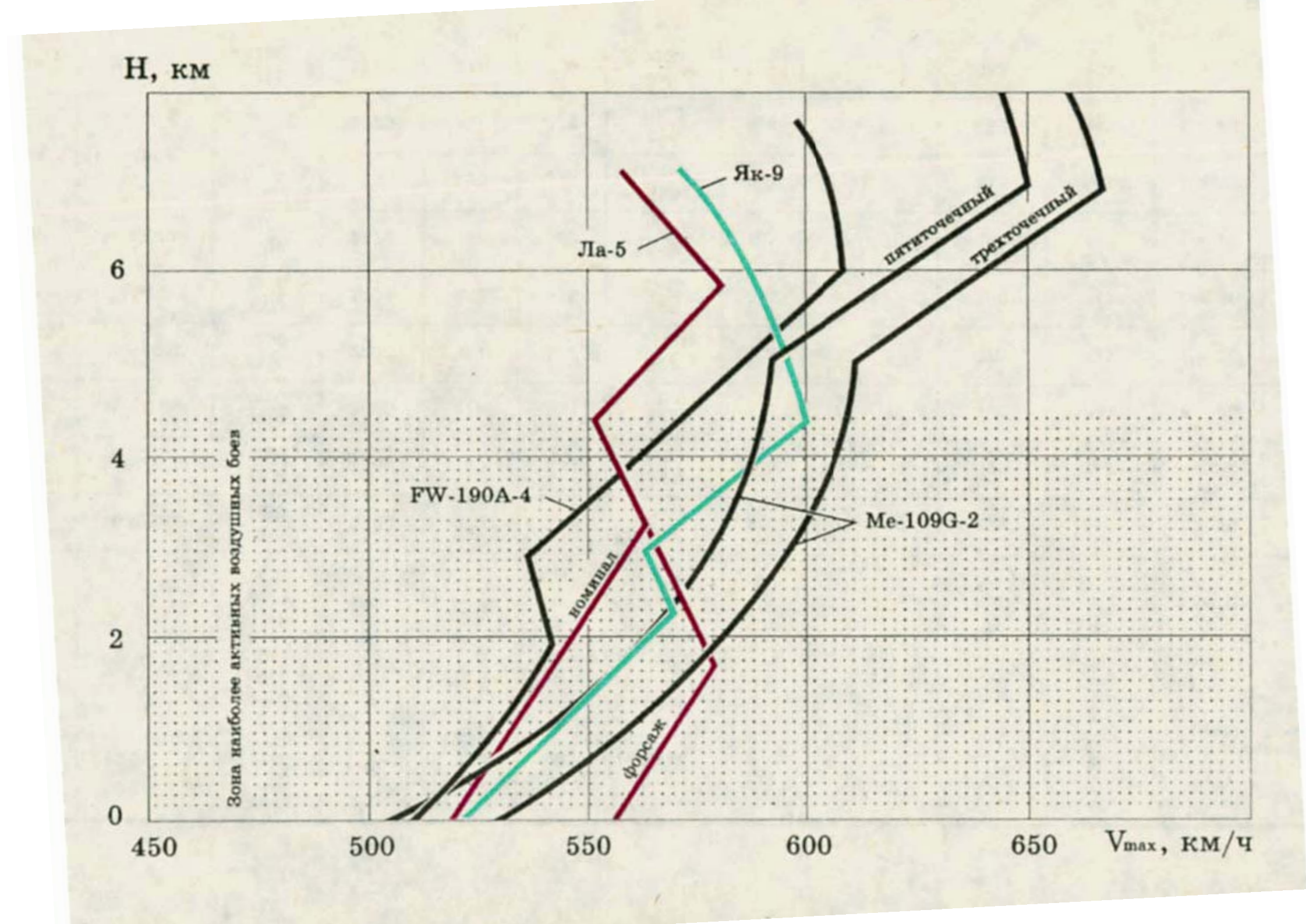
Воздушные бои начального периода Великой Отечественной войны показали, что наиболее сбалансированным сочетанием маневренных, высотно-скоростных характеристик и мощи вооружения обладали в то время



Истребитель Ла-5 с мотором М-82

Таблица 1

Самолет	Мотор	Мощность, л.с. взлетная / на расчетной высоте	Взлетный вес, кгс	Удельная нагрузка на крыло, кгс/м²	Максимальная скорость, км/ч		Время набора высоты 5000 м, мин	Время виража на высоте 1000 м, с	Дальность полета, км	Посадочная скорость, км/ч	Вооружение: число стволов × калибр	
					у земли	на высоте, м					пушки	пулеметы
ЛаГГ-3	М-105ПФ	1210 / 1180	2990	170	542	591 / 3560	5,6	18 – 19	650	140	1 × 20	1 × 12,7
Як-1	М-105ПФ	1210 / 1180	2884	168	531	592 / 4100	5,5	17 – 19	625	140	1 × 20	1 × 12,7
Як-7Б	М-105ПФ	1210 / 1180	3005	175	531	588 / 3860	5,7	18 – 19	600	141	1 × 20	2 × 12,7
Ме-109F-4	DB-601E	1350 / 1200	2900	179	537	624 / 6500	4,8	19,6 – 20,5	770	132	1 × 20	2 × 7,92
Ла-5	М-82	1700 / 1330	3208	182	555	580 / 5900	5,4	19	500	142	2 × 20	–
Як-9	М-105ПФ	1210 / 1180	2870	167	520	599 / 4300	5,1	17 – 18	660	139	1 × 20	1 × 12,7
Ме-109G-2	DB-605A/1	1475 / 1250	3235	200	505	650 / 7000	5,1	22,6	545	149	3 × 20	2 × 7,92
			3023	187	524	666 / 7000	4,4	20 – 21,5	660	145	1 × 20	
FW-190A-4	BMW-801D	1700 / 1360	3989	214	510	610 / 6000	6,8	22 – 23	552	154	4 × 20	2 × 7,92


H, км
6
4
2
0
450
500
550
600
650
Vmax, км/ч
Як-9
Ла-5
пятиточечный
трехточечный
FW-190A-4
Me-109G-2
номинал
форсаж
Зона наиболее активных воздушных боев

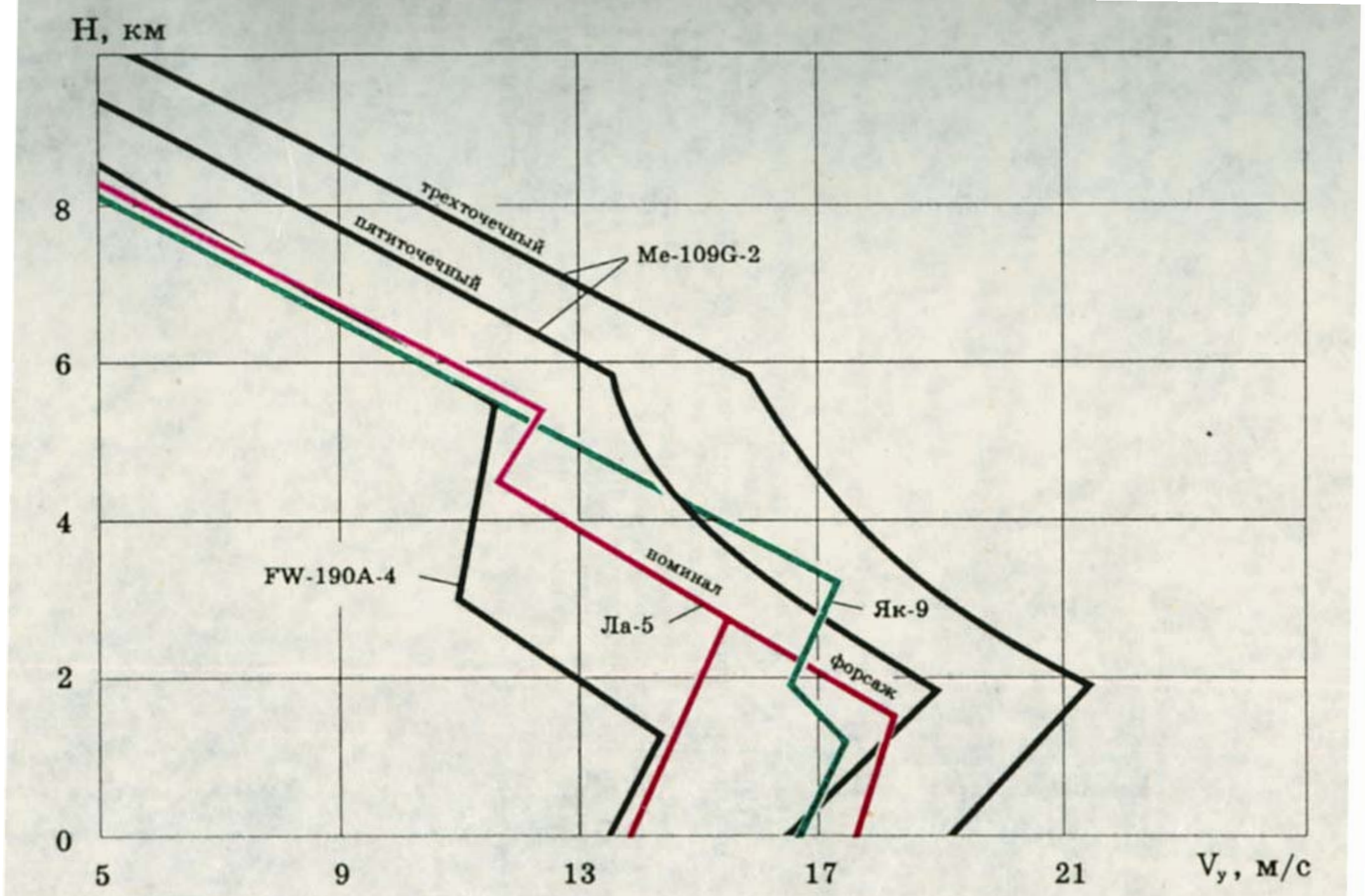
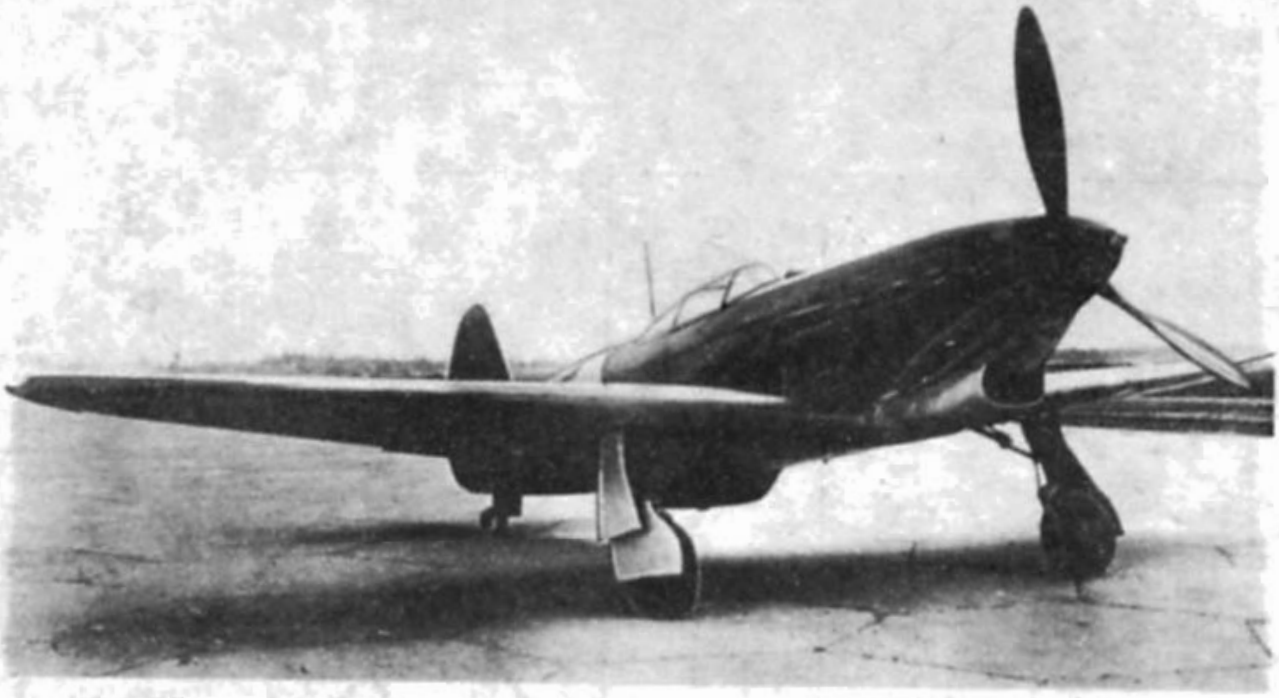


Рис. 2. Высотно-скоростные характеристики серийных истребителей по состоянию на начало 1943 г.



Истребитель Як-1 с мотором М-105ПФ и с фонарем улучшенного обзора

истребители Як-1 и Як-7. Они имели очень хорошие пилотажные качества и были просты в управлении на любых режимах полета. В этом они имели неоспоримое преимущество перед МиГ-3 и ЛаГГ-3. Несмотря на некоторое снижение летных данных в 1941 — 1942 гг., обусловленное рядом технических причин и недостаточно высоким качеством производственного изготовления, Як-1 и Як-7 превосходили основной немецкий истребитель Ме-109Е по скорости и характеристикам горизонтального маневра, но немного уступали ему в скороподъемности (см. рис. 1). Однако с появлением на фронте нового немецкого истребителя Ме-109F летные качества «Яков» стали уже недостаточны. Наиболее заметно превосходство Ме-109F ощущалось в скороподъемности и вертикальном



Истребитель Як-7Б с мотором М-105ПФ

маневре (см. рис. 1). Чтобы улучшить эти характеристики Як-1, в некоторых фронтовых частях прибегали к его облегчению за счет снятия части вооружения и оборудования, благодаря чему увеличивалась скороподъемность и улучшался вертикальный маневр. Но для более эффективной борьбы с новыми немецкими истребителями «Якам» необходим был мотор большей мощности, чем М-105П. Кроме того, как показали воздушные бои, вместо двух скорострельных пулеметов ШКАС целесообразно было установить один или два значительно более эффективных крупнокалиберных пулемета БС. Эти изменения были осуществлены к началу лета 1942 г., когда вышел форсированный вариант мотора — М-105ПФ, который на высотах до 4 км имел заметно бо́льшую мощность, чем М-105П. Это позволило повысить энерговооруженность истребителей «Як» в той области высот, где в основном велись воздушные бои. По скорости Як-1 и Як-7Б с М-105ПФ практически стали равноценны Ме-109F, имели лучший горизонтальный маневр, но все же несколько уступали ему в скороподъемности и вертикальном маневре. Почти одновременно с заменой мотора было усилено вооружение: два пулемета ШКАС были заменены одним пулеметом БС на Як-1 и двумя БС на Як-7Б.

Характеристики вертикального маневра и скороподъемности истребителя Як-7 предполагалось улучшить путем установки мотора М-82. Истребитель с этим мотором был построен в начале 1942 г. и на заводских летных испытаниях показал максимальную скорость у земли на номинале 515 км/ч, на первой границе высотности (2650 м) 571 км/ч, время подъема на высоту 5 км — 5,5 мин. По технике пилотирования этот истребитель почти не отличался от серийного Як-7. В то же время в ходе разработки и испытаний выявились некоторые его недостатки, для устранения которых требовалась перекомпоновка крыла. На такой шаг в то время не пошли, так как для этого необходима была частичная перестройка процесса серийного производства. Поэтому Як-7 с М-82 остался лишь в опытном экземпляре.

Характерный недостаток, в той или иной мере присущий всем новым советским серийным истребителям начального периода войны, заключался в том, что они уступали основному немецкому истребителю Ме-109, особенно в варианте F, по одному из важнейших технических показателей — энерговооруженности. Это давало Ме-109 превосходство в скороподъемности, приемистости и в вертикальном маневре. Такое положение отчасти возникло в связи с очень серьезным дефицитом цветных металлов, имевшим место в СССР в предвоенный и военный период, из-за чего авиаконструкторам пришлось максимально использовать дерево, а алюминиевые сплавы применять только там, где без них трудно было обойтись. Это обеспечило возможность массового выпуска истребителей, но повлекло за собой дополнительные 200 — 300 кгс веса конструкции. Когда дефицит алюминиевых сплавов уменьшился, в том числе благодаря поставкам по ленд-лизу, появилась реальная возможность постепенно заменять дерево металлом, хотя бы в силовых элементах конструкций самолетов. Первым таким истребителем в советских ВВС стал Як-9. Этот самолет, созданный на базе истребителя Як-7, стал самым массовым истребителем советских ВВС в период Великой Отечественной войны.

По сравнению с Як-7Б истребитель Як-9 имел металлические лонжероны крыла, что снизило вес конструкции примерно на 150 кгс, освободило дополнительный объем в крыле и позволило на 7% увеличить запас топлива. Вооружение такое же, как у Як-1. Понижение гаргрота фюзеляжа обеспечило летчику хороший обзор всей верхней полусферы. Подобную модификацию несколько раньше осуществили и на самолете



Истребитель Як-9

Як-1, а затем и на Як-7Б. Таким образом, было выполнено требование военных летчиков по улучшению обзора задней полусферы на истребителях «Як».

Фронтовой истребитель Як-9, являвшийся развитием Як-7, сохранил все достоинства своего предшественника, но имел более высокие летные данные (см. табл. 1, рис. 2). Этот истребитель, выпускавшийся в серии с конца 1942 г., послужил впоследствии базовой моделью при создании целого ряда его вариантов, отличавшихся тем или иным специфическим свойством.

В то время когда в Советском Союзе проводилась перестройка авиационной промышленности, связанная с эвакуацией многих заводов и КБ, налаживанием новых хозяйственных связей, процесс совершенствования боевых машин оказался очень затруднен. От авиапромышленности в первую очередь требовали количество новых самолетов. В тот же период времени в Германии была осуществлена серьезная модернизация истребительной авиации. Новые немецкие истребители, такие, как Ме-109F и G, уже имели качественное превосходство над всеми советскими серийными истребителями.

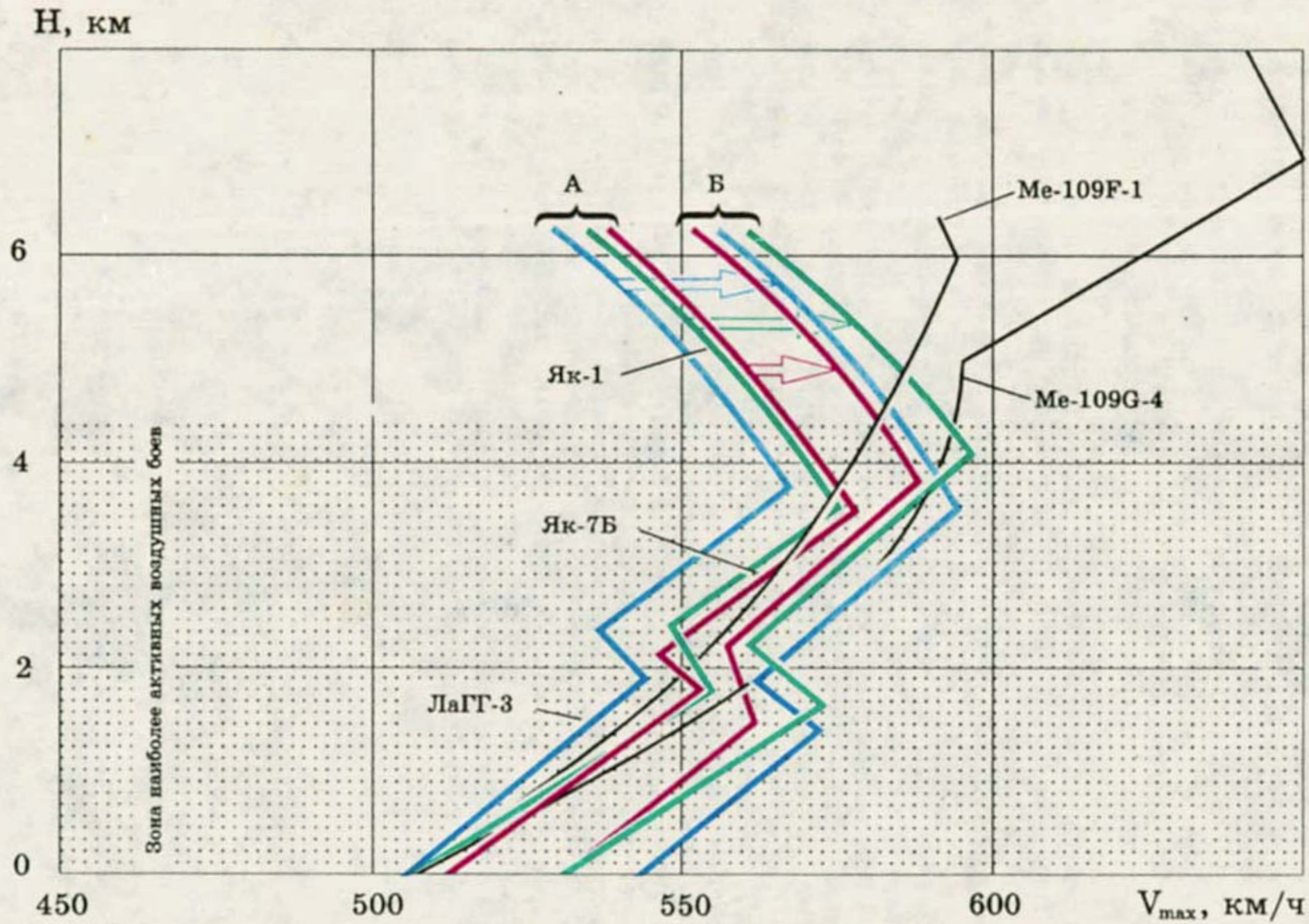
В первые два года Великой Отечественной войны основным самолетом немецкой истребительной авиации являлся Ме-109. К началу войны истребитель Ме-109E был тщательно отработанным серийным самолетом. Но его основные летные данные по сравнению с данными новых советских истребителей, да и английских истребителей «Спитфайр», становились уже недостаточными. Осенью 1941 г. на фронтах появился модифицированный самолет Ме-109F-1. Благодаря лучшей аэродинамике и более мощному мотору DB-601N удалось существенно увеличить максимальную скорость и скороподъемность, значительно улучшить характеристики приемистости, вертикального и горизонтального маневра. Это был самолет, по комплексу летных данных полностью соответствующий требованиям к истребителю воздушного боя на советско-германском фронте. По своей боеспособности Ме-109F некоторое время превосходил советские истребители. Но конструкторы фирмы

«Мессершмитт» стремились создать такой истребитель, который одинаково хорошо отвечал бы тактике действий истребительной авиации как на Восточном фронте, так и на Западе, где от самолета такого класса требовалась повышенная высотность. И это им в определенной степени удалось. Производство нового «универсального» истребителя Ме-109G развернулось в 1942 г. Первые самолеты этой модификации — Ме-109G-2 в небольших количествах появились на советско-германском фронте уже в конце лета 1942 г. под Сталинградом.

На Ме-109G устанавливался новый мотор DB-605A, имевший бо́льшую мощность и высотность по сравнению с DB-601N или DB-601E. Как и ранее, система нагнетания включала в себя турбомуфту. Аэродинамика планера по сравнению с Ме-109F осталась почти без изменений. Конструкторы использовали сильно возросшую мощность не только для улучшения летных данных, но и для значительного усиления мощи вооружения, считая, видимо, что на советско-германском фронте это обеспечит их истребительным авиационным соединениям большую эффективность в борьбе не только с советскими истребителями, но в первую очередь с бомбардировщиками и бронированными штурмовиками. Самолет Ме-109G-2 имел три пушки калибра 20 мм (одна центральная и две подкрыльевые) и два пулемета калибра 7,92 мм — это был так называемый пятиточечный вариант. По скорости и скороподъемности такой Ме-109G-2 до высоты 5 км был близок к Ме-109F-1. Повышение этих данных на бо́льших высотах обусловливалось исключительно увеличением мощности и высотности мотора. Пилотажные же свойства столь вооруженного Ме-109G-2 сильно ухудшились. В отличие от устойчивых и легко управляемых Ме-109 в вариантах E и F, в модификации G-2 с пятиточечным вооружением он стал тяжел в управлении, особенно в продольном, требовал значительных усилий при выполнении пилотажа. При перетягивании ручки на виражах и на вертикальном маневре самолет имел свойство внезапно срываться в штопор. Это обусловливалось сильным увеличением веса (на 450 кгс) и соответственно нагрузки на крыло до 200 кгс/м^2. По той же причине ухудшился горизонтальный маневр Ме-109G-2: время установившегося виража составляло почти 23 с. Ввиду указанных выше недостатков реализовать боевые возможности этого истребителя в маневренном



Немецкий истребитель Ме-109G-2 в пятиточечном варианте вооружения на испытаниях в НИИ ВВС



– Рис. 3. Улучшение скоростных характеристик истребителей ЛаГГ и Як с М-105ПФ за период 1942 — 1943 гг.

А — самолеты, выпущенные в июне 1942 г.,

Б — среднестатистические данные по результатам контрольных летных испытаний за 1943 г.

воздушном бою было непросто, особенно недостаточно опытному летчику.

Из-за больших усилий в продольном управлении и опасения летчика перетянуть ручку и сорваться в штопор, особенно на выходе из пикирования и на горке, траектории полета на этих участках маневра оказывались слишком пологими и сам маневр замедленным. Этим пользовались советские летчики, которые в случае оборонительного боя имели возможность резким маневром выйти из-под огня Ме-109G-2, а в случае атаки опередить противника и атаковать его на выходе из пикирования или на горке.

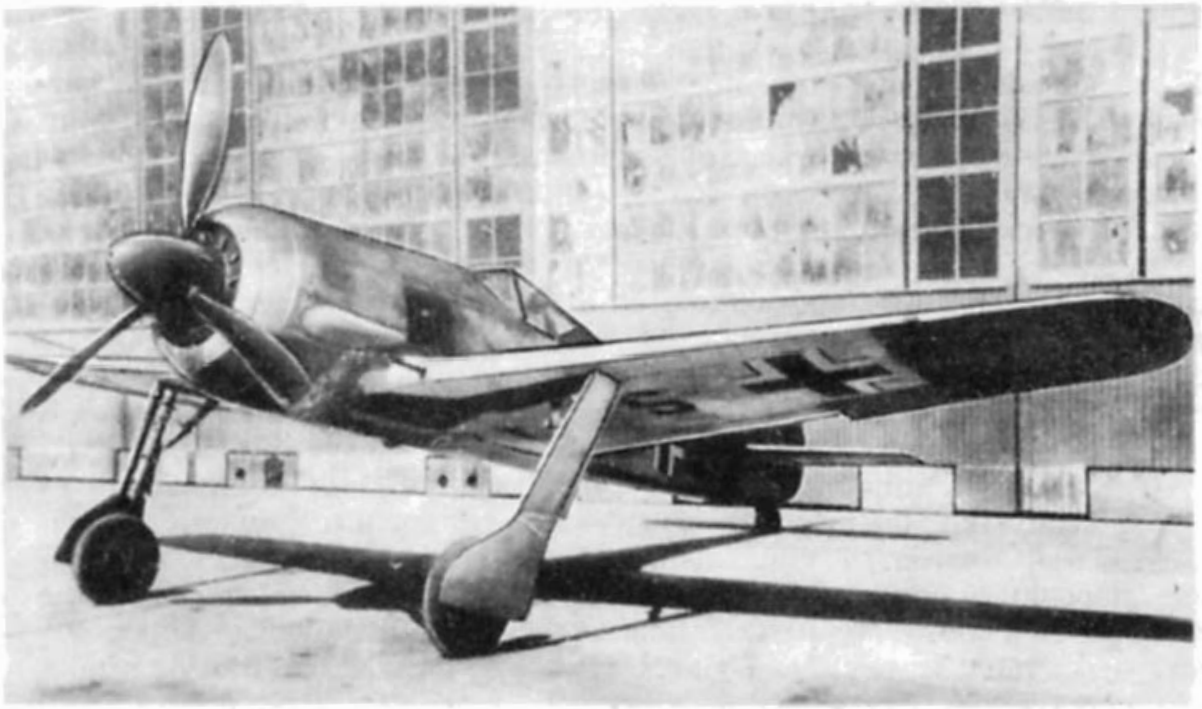
Указанные выше недостатки пятиточечного Ме-109G-2 и повышение боеспособности советских истребителей заставили противника применять этот самолет в основном совместно с более легким вариантом Ме-109G-2, который имел традиционное трехточечное вооружение, состоявшее из центральной пушки (калибр 20 мм) и двух синхронных пулеметов калибра 7,92 мм. Благодаря уменьшению веса (сразу на 212 кгс) и улучшению аэродинамики за счет снятия подкрыльевых пушек летные данные трехточечного Ме-109G-2 повысились, в особенности скороподъемность (см. табл. 1, рис. 2). Существенно улучшились и его пилотажные качества.

Ме-109G-2 по своим скоростным свойствам не имел решающего превосходства над советскими истребителями, но благодаря большей энерговооруженности заметно превосходил их в скороподъемности (см. табл. 1, рис. 4). Правда, полностью использовать некоторые преимущества Ме-109G-2 не всегда было возможно из-за дефектов мотора. Значительные конструктивные изменения при переходе от двигателя DB-601E к DB-605A привели к тому, что мотор стал менее надежным, наблюдалось много отказов и дефектов. Форсаж на многих серийных Ме-109G-2 отключали. Но несмотря на ряд недоработок, так или иначе устранявшихся по мере совершенствования истребителя, Ме-109G в трехточечном варианте был серьезным и опасным противником. В целом по своим боевым свойствам он стал одним из лучших образцов истребителя воздушного боя.

Истребитель Ме-109 в модификации G строился серийно почти до конца войны. Его дальнейшее совершенствование заключалось в улучшении эксплуатационных качеств, усилении пулеметного и пушечного вооружения за счет увеличения калибра оружия, а также в использовании форсированных вариантов мотора DB-605.

Эксплуатация Ме-109G-2 с полевых аэродромов выявила необходимость улучшения шасси и хвостового колеса этого истребителя, имевшего больший вес в сравнении с модификацией F. Применить колеса большего диаметра не позволяла конструкция крыла, поэтому были использованы новые колеса с более широким протектором. Из-за этого над куполами шасси пришлось сделать выколотки, искажавшие профиль крыла. От уборки хвостового колеса временно отказались. В результате ухудшения аэродинамики скорость следующей модификации истребителя — Ме-109G-4, широко применявшегося уже в 1943 г., уменьшилась, и в диапазоне высот от 2 до 4 км была близка к скорости Як-1, Як-7 и ЛаГГ-3 выпуска 1943 г. (рис. 3).

Во второй половине 1942 г. на фронте впервые появился новый немецкий истребитель Фокке-Вульф 190 с мотором воздушного охлаждения. Этот истребитель создавался еще до войны и к моменту появления на фронте был уже хорошо отработан и доведен до высокой степени совершенства. По сравнению с Ме-109 новый истребитель был значительно тяжелее, обладал исключительно мощным вооружением и существенно большей массой полезной нагрузки. На Восточный фронт



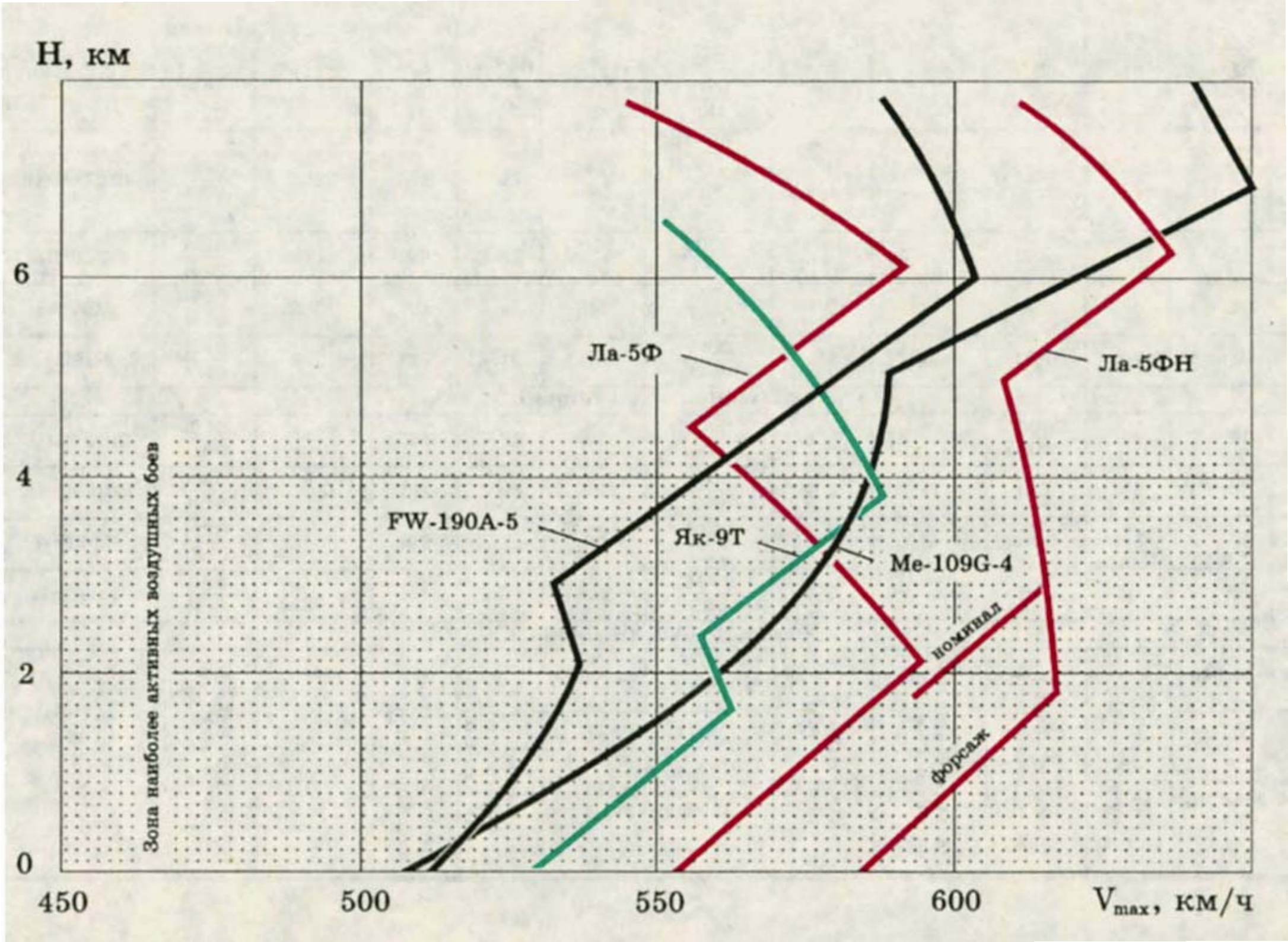
Немецкий истребитель FW-190A-4 на испытаниях в ЛИИ (консольные пушки сняты)

попала уже четвертая его модификация — FW-190A-4. Вооружение этого варианта состояло из четырех пушек калибра 20 мм (две синхронные MG-151 и две несинхронные крыльевые MG-FF) и двух синхронных пулеметов (MG-17) калибра 7,92 мм. По продолжительности непрерывной стрельбы пулеметно-пушечного вооружения и общему весу секундного залпа, равному 4,93 кгс/с, FW-190A-4 занимал одно из первых мест среди современных ему серийных истребителей. Для сравнения: вес секундного залпа у трехточечного Ме-109G-2 составлял 1,67 кгс/с, у МиГ-3 — 1,2 кгс/с, у Ла-5 — 1,76 кгс/с, а у Як-1 и Як-9 — 2,0 кгс/с. Кроме того, самолет мог на внешней подвеске брать бомбу весом до 250 кгс. Имея значительное преимущество перед Ме-109G в мощи оружия, FW-190A-4 был перетяжелен и вследствие меньшей энерговооруженности уступал ему в скорости, скороподъемности и характеристиках маневра как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскости. Он имел большой разбег и пробег и большую скорость планирования, что усложняло выполнение на нем взлета и посадки. По сравнению с Ме-109 хуже были и характеристики устойчивости и управляемости. Иначе говоря, по основным летным и пилотажным качествам, в первую очередь влияющим на боевую эффективность истребителя в воздушном бою, FW-190A-4 уступал Ме-109G. Тем не менее темп выпуска FW-190 возрастал и его доля в составе истребительной авиации Люфтваффе непрерывно увеличивалась. Причина заключалась в том, что по совокупности своих возможностей FW-190 мог более эффективно бороться с советскими штурмовиками и бомбардировщиками, которые поступали на фронт во все возраставшем количестве и наносили противнику все больший урон в живой силе и технике. Используя FW-190 как наиболее вооруженный и обладающий повышенной живучестью самолет для атак наземных целей, конструкторы пытались усилить эффективность штурмовых действий авиации и хотя бы частично восполнить отсутствие в составе Люфтваффе специального бронированного штурмовика, подобного советскому Ил-2. Чтобы повысить живучесть самолета,

Таблица 2

Самолет	Мотор	Мощность, л.с. взлетная / на расчетной высоте	Взлетный вес, кгс	Удельная нагрузка на крыло, кгс/м²	Нагрузка на мощность на расчетной высоте, кгс/л.с.	Максимальная скорость, км/ч		Время набора высоты, мин	Время виража на высоте 1000 м, с.	Набор высоты за боевой разворот с 1000 м, м	Посадочная скорость, км/ч	Вооружение: число стволов × калибр	
						у земли	на высоте, м					пушки	пулеметы
ПО СОСТОЯНИЮ НА НАЧАЛО 1944 г.													
Як-9Т	М-105ПФ	1210 / 1180	2985 – 3015	174	2,53	529	588 / 3880	5,8	18 – 19	1100	141	1 × 37	1 × 12,7
Ла-5ФН	М-82ФН	1850 / 1430	3290	188	2,30	551 (583)*	634 / 6250	5,3 (4,7)*	19	1100	142	2 × 20	–
Ме-109G-4	DB-605A/1	1475 / 1250	3027	187	2,42	508	650 / 7000	5,2	21	1150	149	1 × 20	2 × 7,92
FW-109A-5	BMW-801D	1700 / 1360	4070 / 4270	218	2,99	510	604 / 6000	6,8	22 – 23	850 – 900	154	2 × 20	2 × 7,92
ПО СОСТОЯНИЮ НА НАЧАЛО 1945 г.													
Як-3	ВК-105ПФ-2	1290 / 1240	2697	182	2,18	567	646 / 4100	4,5	17	1250	144	1 × 20	2 × 12,7
Як-9У	ВК-107А	1650 / 1500	3204	187	2,13	575	672 / 5000	5,0	19		140	1 × 20	2 × 12,7
Ла-7	АШ-82ФН	1850 / 1430	3315	189	2,32	579 (613)*	661 / 6000	5,25 (4,6)*	18 – 19	1200		3 × 20	–
FW-190A-8 облегченный	BMW-801D	1700 / 1360	3986	214	2,93	522 (542)*	614 / 6150 (642 / 6500)*	6,1 (5,4)*	21 – 22	1100	153	2 × 20	2 × 13
FW-190D-9	Jumo-213A	1780 / 1480 (1600 боевой режим)	4197	228	2,84 (2,62)*	530 (543)*	631 / 6150 (642 / 6100)*	5,6	22 – 23	1000	158	2 × 20	2 × 13

* На форсаже.


H, км
6
4
2
0
Зона наиболее активных воздушных боев
Ла-5Ф
Ла-5ФН
FW-190A-5
Як-9Т
Ме-109G-4
номинал
форсаж
450
500
550
600
V_{max}, км/ч

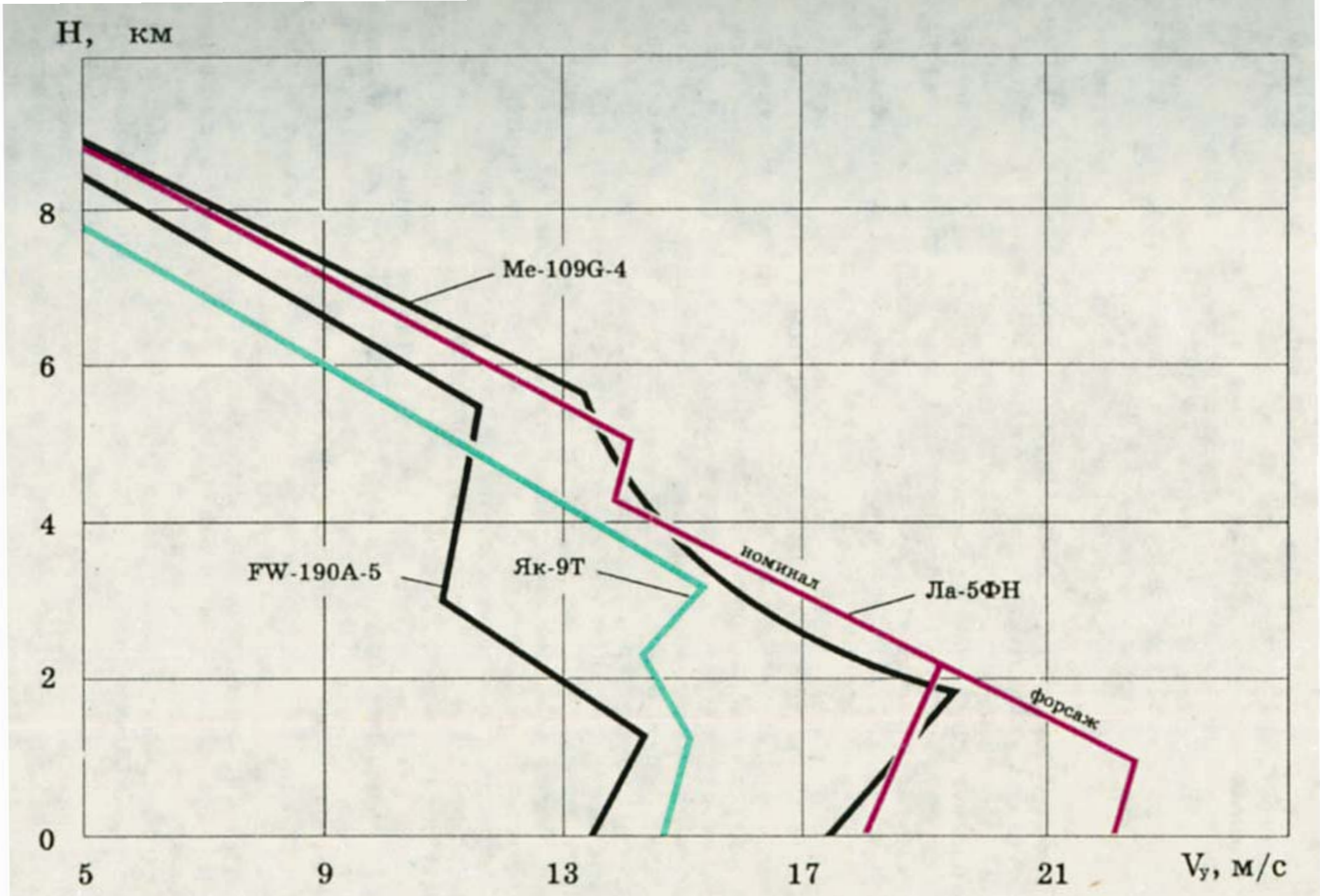


Рис. 4. Высотно-скоростные характеристики новых серийных истребителей 1943 г.

конструкторы применили бронезащиту наиболее ответственных агрегатов самолета и частично летчика. Общий вес брони составлял 110 кгс. Но опыт боевого применения FW-190A-4 показал его большую уязвимость снизу, поэтому на следующей модификации — FW-190A-5 была значительно усилена броневая защита. Были добавлены 16 бронеплит толщиной по 5 — 6 мм и общим весом 200 кгс. Эти плиты образовали непрерывную броневую поверхность, защищавшую низ самолета. Чтобы не снижать летных качеств, конструкторам пришлось ослабить мощь вооружения — были сняты две крыльевые пушки. Характерно, что в отличие от советского Ил-2 броня на FW-190 не входила в силовую конструкцию и являлась, по существу, «мертвым» грузом. Поскольку по своим летным характеристикам FW-190A-4, как и A-5, уступали советским истребителям (см. табл. 1 и 2; рис. 2 и 4), то зачастую их использовали совместно с Ме-109.

Таким образом, истребительная авиация противника к концу 1942 г. уже располагала качественно новыми боевыми машинами. Перед советской авиапромышленностью стояла задача не только добиться численного преимущества, но и обеспечить качественное превосходство советских истребителей. На решение этой задачи и были направлены основные усилия конструкторов, ученых и производственников.

Что же показал опыт использования новых советских истребителей в первый, самый трудный период Великой Отечественной войны? Каковы были отправные позиции и пути дальнейшего их развития?

Первое: истребители новых типов, которыми располагала советская авиация накануне войны, хотя и были вполне современными, но нуждались в доводке, которую не успели осуществить до войны. Такая доводка выполнялась уже в период эвакуации многих заводов и организации производства на новых местах. В этих условиях невозможно было даже поддерживать на должном уровне качество изготовления самолетов. Поэтому процесс доработки и совершенствования боевой авиационной техники осуществлялся медленно и с большим трудом.

После того как в СССР была, в основном, завершена организация производства на новых местах, начали стабилизироваться хозяйственные связи, появилась возможность не только наращивать темп выпуска боевых самолетов, но и проводить их качественное улучшение.

Во второй половине 1942 г. были существенно улучшены летно-технические характеристики основных типов советских серийных истребителей Як-1, Як-7 и ЛаГГ-3, что сделало их вполне боеспособными в борьбе с немецкими истребителями (см. рис. 3). Тогда же появились машины новых типов Ла-5 и Як-9, которые в последующие периоды войны составили основу советской истребительной авиации. Характерная особенность этих и последующих новых истребителей состояла в том, что они разрабатывались на базе серийных машин. Этот широко распространенный во всех воевавших странах путь эволюции позволял быстро наладить производство новой техники практически без снижения темпа выпуска боевых самолетов.

Второе: опыт войны показал, что большинство воздушных боев ведется на небольших высотах, обычно до 4 — 4,5 км, независимо от высотных качеств истребителей. Таким образом, истребители с большой высотностью, как, например, МиГ-3, в массовой серии оказывались не нужны и конструкторы при модификации самолетов и создании новых стремились обеспечить им преимущество в первую очередь на малых и средних высотах.

Третье: советские истребители начального периода Великой Отечественной войны (Як-1, Як-7, МиГ-3, ЛаГГ-3) уступали Ме-109F и G в энерговооруженности.

Вначале энерговооруженность повышали путем уменьшения веса полезной нагрузки (топлива, вооружения, оборудования), затем установкой более мощных моторов (М-105ПФ, М-82), и только к концу 1942 г. появилась возможность постепенно заменять в их конструкции дерево металлом, что давало заметный выигрыш в весе.

Четвертое: опыт совместных работ ЦАГИ и ЛИИ показал, что одним из весьма эффективных средств повышения летных и пилотажных характеристик самолетов являлось улучшение их аэродинамики, осуществляемое путем простых конструктивных мероприятий. Благодаря работам этих институтов уже в 1942 г. удалось повысить летные данные серийных истребителей. В дальнейшем это направление получило значительное развитие и в ряде случаев стало решающим в повышении боеспособности самолетов.

Пятое: немецкие истребители первого периода Великой Отечественной войны имели превосходство над советскими по уровню автоматизации управления двигателем и системами охлаждения, а также по оснащенности средствами радиосвязи. Все это имело очень большое значение в боевой работе истребителей. Необходимо было ликвидировать отставание. Забегая немного вперед, можно отметить, что с 1943 г. каждый новый советский истребитель имел приемопередающие радиостанции, а затем стали появляться и автоматы, управляющие системами охлаждения.

Шестое: война показала, что в составе истребительной авиации целесообразно иметь самолеты, приспособленные к определенным видам боевых действий, в частности для маневренного воздушного боя и завоевания превосходства в воздухе, для действий против бомбардировочной и транспортной авиации, для штурмовых действий по слабозащищенным наземным целям. Характер боевых задач определял состав оружия и запас топлива истребителей. Пока советская истребительная авиация уступала противнику, такую специализацию боевых машин в широком масштабе было трудно осуществить. В тот период необходим был, в первую очередь, истребитель для завоевания превосходства в воздухе. Когда же противник утратил господство в воздухе, появилась реальная возможность широко применять истребители, специализированные для выполнения различных задач. Поэтому проводимые в последующие периоды войны модификации советских истребителей имели целью не только улучшить летные характеристики, но и приспособить их к различным видам боевых действий. Такое направление развития истребительной авиации было присуще не только СССР, но в не меньшей степени Германии (например, FW-190) и другим воюющим странам.

Таковы в общих чертах основные итоги развития истребительной авиационной техники в первый, наиболее трудный период Великой Отечественной войны. Перед советскими конструкторами и учеными стояла задача быстрого обновления и улучшения истребителей, достижения качественного превосходства над противником. Это было одним из необходимых условий завоевания господства в воздухе.

ЭВОЛЮЦИЯ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ В ЗАВЕРШАЮЩИЕ ЭТАПЫ ВОЙНЫ (1943 — 1945 гг.)

1943 год для истребительной авиации ознаменовался тем, что одновременно с реализацией численного превосходства повысилось и техническое совершенство самолетов. В сочетании с возросшим тактическим мастерством летчиков и командного состава это позволило советской

истребительной авиации завоевать превосходство в воздухе, ставшее решающим в последние полтора года войны.

Значительное развитие в плане улучшения летных данных получил в 1943 г. истребитель Ла-5. В начале этого года на Ла-5 стали ставить форсированный двигатель М-82Ф. Мощность его по сравнению с М-82 не изменилась, но благодаря проведенным доработкам 10-минутный форсажный режим М-82 стал для М-82Ф номинальным. Это повысило боеспособность Ла-5, так как позволяло вести бой на небольших высотах на повышенном по мощности режиме работы двигателя. Вскоре на этом истребителе фонарь кабины летчика стали выполнять с улучшенным обзором как передней, так и задней полусферы, как на истребителях «Як». Для защиты летчика фонарь оборудовался передним и задним бронестеклами. Истребитель Ла-5Ф, как часто называли этот вариант Ла-5, выпускался до весны 1944 г. и был самым массовым в 1943 г. в соотношении с другими вариантами Ла-5.

По сравнению с самолетом Ме-109G-2 (пятиточечным) и G-4 истребитель Ла-5Ф имел до высоты 6 км значительно меньшие время и радиус виража, поэтому мог зайти в хвост Ме-109G через три-четыре виража. Это подтвердили сравнительные испытания и показательные воздушные «бои» между этими самолетами, проведенные в НИИ ВВС в 1943 г. На основании результатов этих испытаний было также установлено, что вертикальный маневр Ла-5Ф и указанных модификаций Ме-109 был практически одинаков до высоты 3,5 км. На бóльших высотах преимущество в этом виде маневра переходило к Ме-109. Тем не менее, умело сочетая горизонтальный и вертикальный маневр, летчик Ла-5Ф мог владеть инициативой воздушного боя до высоты 4 км.

По сравнению с FW-190A-4 и A-5 истребитель Ла-5Ф, как свидетельствуют результаты сравнительных испытаний, имел преимущество по скорости и всем видам маневра во всем диапазоне высот, где в основном велись воздушные бои (см. рис. 4).

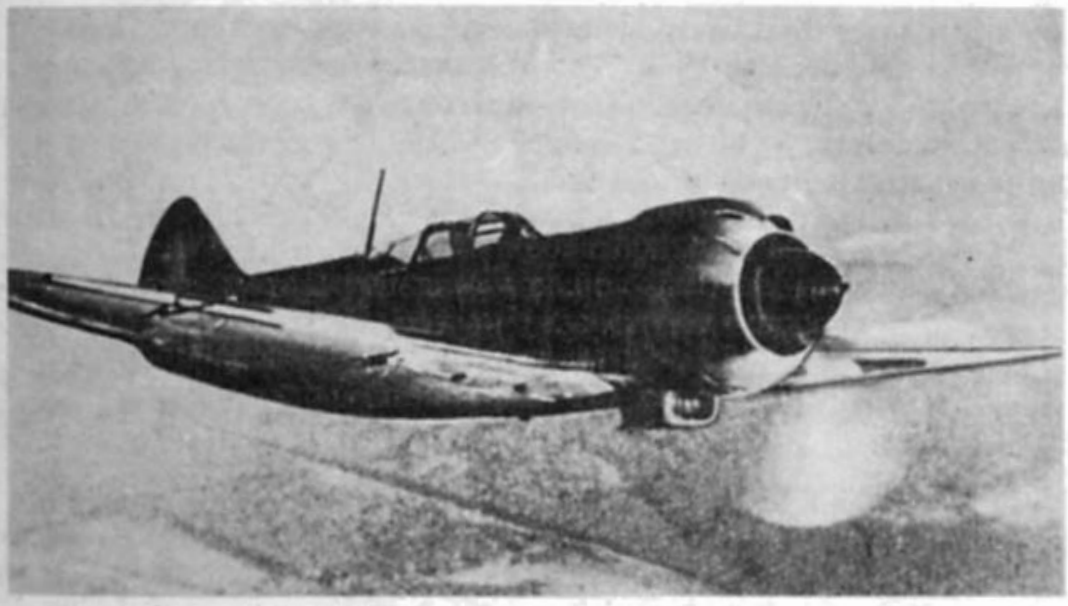
К концу 1942 г. моторостроители создали модификацию двигателя М-82 с непосредственным впрыском топлива в цилиндры, получившего обоз-



Истребитель Ла-5Ф

начение М-82НВ. Он имел повышенную мощность на номинальном режиме по сравнению с карбюраторным двигателем М-82. В декабре 1942 г. этот мотор успешно прошел летные испытания на истребителе Ла-5, а вскоре был создан известный впоследствии мотор М-82ФН (имевший вначале обозначение М-82ФНВ) также с непосредственным впрыском топлива в цилиндры. По основным показателям он оказался очень удачным и обладал повышенной надежностью. Этот мотор широко применялся не только в период Великой Отечественной войны, но и в послевоенное время. По сравнению с М-82 он обладал большей мощностью (на взлете 1850 л. с. вместо 1700 л. с.).

В ОКБ С. А. Лавочкина под этот мотор разрабатывался новый вариант самолета Ла-5, в котором конструкторы реализовали почти все рекомендации ЦАГИ по улучшению его аэродинамики, снизили вес благодаря замене деревянных лонжеронов крыла металлическими, а также за счет других изменений в конструкции самолета, усовершенствовали систему выхлопа и др. Иначе говоря, конструкторы тщательно искали каждую возможность, чтобы улучшить свой истребитель. Комплекс проведенных мер дал отличные результаты. На заводских испытаниях в марте 1943 г. опытный Ла-5ФН (такое обозначение вскоре получил этот самолет) продемонстрировал очень высокие летные качества: при весе 3158 кгс его максимальная скорость на высоте достигла 650 км/ч, у земли на форсаже — 598 км/ч, набор высоты 5 км занимал всего 4,7 мин. Таким образом, внесенные изменения позволили существенно улучшить летные данные Ла-5ФН по сравнению с данными первого опытного самолета Ла-5 с мотором М-82. После успешно проведенных в апреле 1943 г. государственных испытаний Ла-5ФН был запущен в серию. В период сражения на Курской дуге в боевых действиях уже участвовали авиаполки, имевшие на вооружении эти самолеты. Правда, при переходе к серийному производству не удалось сразу реализовать все усовершенствования, намеченные КБ. Так, например, из-за дефицита дюралюминия лонжероны крыла остались деревянными, что увеличило вес серийных экземпляров, да и производственное изготовление было менее качественным. Это, конечно, привело к снижению летных данных, но тем не менее серийные Ла-5ФН по основным показателям превосходили новые немецкие са-



Истребитель Ла-5ФН

молеты (см. табл. 2, рис. 4) и были заслуженно высоко оценены фронтовыми летчиками.

Вскоре после начала серийного производства Ла-5ФН было улучшено его управление. Самолет стал одним из самых легкоуправляемых истребителей, отлично держался в глубоком вираже и обладал исключительно высокими маневренными данными. Но в то же время температура в кабине летчика, хотя и стала ниже, чем у Ла-5, все же оставалась довольно высокой.

В 1943 г. было выпущено 5047 истребителей Ла-5, в том числе 1050 Ла-5ФН [8].

Сравнительные испытания в НИИ ВВС в 1943 г. показали, что по сравнению с трехточечным вариантом Ме-109G-2 — самым скоростным и маневренным из всех серийных немецких истребителей до второй половины 1944 г. самолет Ла-5ФН имел до высоты 5 км преимущество в горизонтальном маневре и через четыре — шесть виражей мог зайти в хвост Ме-109G-2 на дистанцию прицельного огня. На высотах 5 — 8 км, где воздушные бои велись редко, горизонтальная маневренность Ла-5ФН и Ме-109G-2 была практически одинаковой. В вертикальном маневре Ла-5ФН имел преимущество перед Ме-109G-2 на высотах до 3 км, незначительное преимущество в диапазоне высот 3 — 5 км и практически одинаковую маневренность на высотах 5 — 8 км. Таким образом, в воздушном бою инициатива оставалась постоянно за Ла-5ФН, который мог успешно вести наступательный бой с Ме-109G-2 и навязывать ему свою тактику. Преимущество Ла-5ФН перед Ме-109G-4 было более заметным, а по сравнению с FW-190A-4 и A-5 он имел явное превосходство в скорости и во всех видах маневра*.

Подтверждением высоких боевых качеств Ла-5ФН могут служить войсковые испытания, проведенные в июле — августе 1943 г. на Брянском фронте, когда летчики на 14 самолетах Ла-5ФН в 25 воздушных боях сбили 33 самолета противника (21 — FW-190, 3 — Ме-109G-2, 5 — Ju-88, 1 — Ju-87, 3 — He-111), а потеряли лишь четыре истребителя.

Кроме боевого Ла-5 в 1943 г. был выпущен на испытания его двухместный учебный вариант Ла-5УТИ. Необходимость в подобном самолете ощущалась весьма остро, о чем свидетельствует тот факт, что в действующей армии в 1944 г., не дожидаясь поступления серийных учебных истребителей, уже предпринимались, и не без успеха, попытки переделать Ла-5 из одноместного в двухместный. Доводка Ла-5УТИ несколько затянулась, и он стал поступать в строевые части и запасные авиаполки только в 1944 г.

Что касается Ла-5ФН, то в 1943 г. по комплексу летных характеристик он стал сильнейшим серийным советским истребителем воздушного боя.

Эволюция истребителей «Як» за период 1943 — 1945 гг. проходила в направлении развития Як-1 и Як-9.

Созданный в 1942 г. фронтовой истребитель Як-9 послужил базовой моделью для целого ряда его вариантов, различавшихся главным образом вооружением и дальностью полета. Каждая из модификаций имела целью наилучшим образом приспособить хорошо зарекомендовавший себя истребитель к выполнению того или иного вида боевых действий. При этом конструкторы старались по возможности сохранить те летные качества истребителя, которые в первую очередь влияют на его эффективность в

* Необходимо иметь в виду, что при проведении сравнительных испытаний, в том числе и на «воздушный бой», фонарь кабины летчика на наших самолетах был закрыт, створки радиаторов и створки, регулирующие выход воздуха, охлаждающего двигатель, находились в положении, близком к оптимальному. На фронте эти условия не всегда реализовывались, из-за чего характеристики советских самолетов несколько снижались.



Учебно-тренировочный истребитель Ла-5УТИ с мотором М-82Ф

воздушном бою, то есть скорость и маневренность. Иными словами, Як-9 в новых своих вариантах должен был в воздушном бою с истребителями противника оставаться вполне боеспособным самолетом.

Во время битвы на Курской дуге уже применялся новый истребитель Як-9Т, успешно прошедший государственные испытания еще в марте 1943 г. Он обладал мощным вооружением и предназначался не только для ведения воздушного боя, но и для поражения других родов войск и техники противника. Вместо пушки ШВАК в развале блока цилиндров мотора М-105ПФ устанавливалась новая пушка НС-37 калибра 37 мм, принятая на вооружение в 1942 г. Снаряды этой пушки пробивали броню легких и средних танков. Достаточно было попадания одного снаряда, чтобы уничтожить самолет противника. Поскольку вес пушки НС-37 был почти на 105 кгс больше, чем вес ШВАК, и вес боезапаса (30 снарядов) был также больше, то полетный вес Як-9Т увеличился по сравнению с весом Як-9 более чем на 140 кгс. Ввиду большей длины новой пушки конструкторам пришлось пойти на некоторое изменение компоновки фюзеляжа (кабина летчика была сдвинута назад на 0,4 м), а также усилить переднюю часть его каркаса. Для унификации серийного производства, взаимозаменяемости и упрощения эксплуатации Як-9 аналогичное изменение постепенно осуществлялось и на других серийных вариантах этого истребителя.

Из-за большего веса скороподъемность и вертикальный маневр Як-9Т по сравнению с Як-9 ухудшились. Но по скорости и маневренности в горизонтальной плоскости Як-9Т уступал Як-9 совсем немного. Несмотря на некоторое снижение летных данных, новый истребитель, обладавший большой огневой мощью, хорошо зарекомендовал себя не только в действии по наземным целям, но и в воздушных боях (прежде всего с бомбардировщиками). Вот что писали летчики-фронтовики создателям пушки НС-37: «...Весь личный состав части благодарит конструкторов за новое оружие... Только за 4 дня боев на самолетах Як-9Т, вооруженных вашим оружием, летчики нашей части сбили 49 самолетов противника, потеряв при этом лишь 4 самолета...» [9].



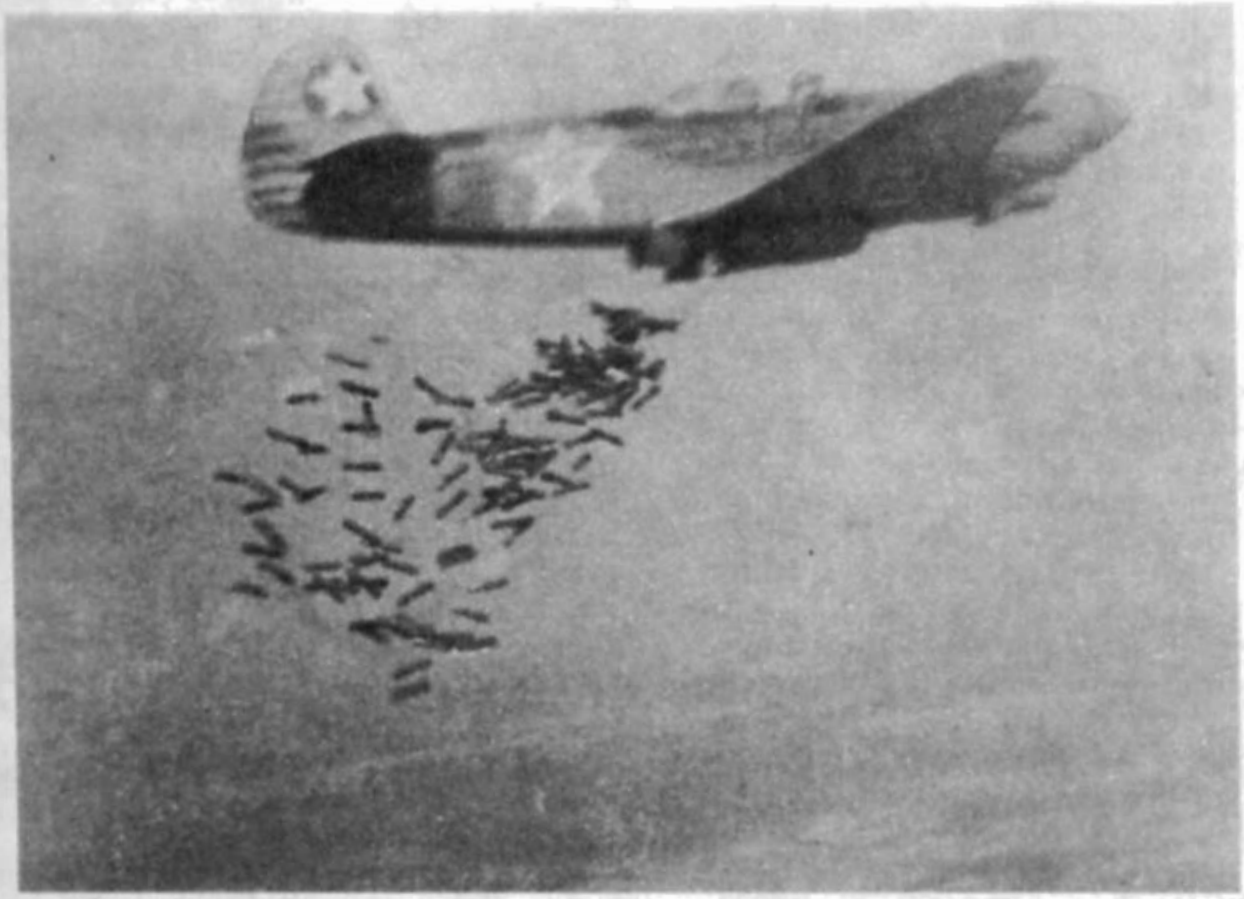
Истребитель Як-9К с мотором ВК-105ПФ

Истребитель Як-9Т строился серийно до конца войны.

Развивая идею истребителя с мощным центральным артиллерийским вооружением, ОКБ А. С. Яковлева в 1944 г. создало вариант Як-9Т с пушкой НС-45 калибра 45 мм (Як-9К или Як-9-45). В небольших количествах этот истребитель строился в серии и применялся в последний период войны в основном для поражения наземных целей и бомбардировщиков. Дальнейшее же увеличение калибра пушки уже не давало положительного эффекта, так как из-за увеличивавшейся отдачи быстро сбивалась линия прицеливания, вес самолета сильно возрастал, летные данные значительно ухудшались, и самолет терял свои истребительные качества, в первую очередь вертикальную маневренность и скороподъемность.

Для атак наземных целей истребители использовали не только пулеметно-пушечное, но и бомбовое вооружение. В ходе боевых операций многие истребители нередко брали в боевой вылет, как правило, две бомбы калибра до 100 кг каждая и попутно использовали их для ударов по наземным целям. Обычно бомбы подвешивались под крылом и сильно увеличивали аэродинамическое сопротивление истребителя, из-за чего скорость его снижалась, а расход топлива увеличивался. Избежать этих недостатков и повысить мощь бомбовых ударов истребителей можно было, разместив бомбы внутри фюзеляжа. Это и было выполнено на истребителе Як-9Б, выпущенном в 1944 г. В фюзеляже за кабиной летчика разместили бомбоотсек, рассчитанный на вертикальную подвеску 400 кгс бомб, что соответствовало нормальной бомбовой нагрузке штурмовика Ил-2.

В небольших количествах Як-9Б строился серийно и применялся на фронтах. Но широкого распространения и дальнейшего развития этот истребитель-бомбардировщик в то время не получил. Это и понятно, располагая превосходством в воздухе и имея численное преимущество, советская авиация силами штурмовых и бомбардировочных соединений под прикрытием истребителей более успешно решала задачи бомбардировки наземных целей. Да и точность бомбометания с истребителей получалась хуже (не было хороших прицелов).



Истребитель Як-9Б (сброс противотанковых авиабомб)

В период общего наступления советских войск возникла необходимость в повышении дальности полета истребителей, что требовалось для надежного прикрытия с воздуха наземных частей и сопровождения штурмовиков и бомбардировщиков. Подготавливать же площадки для аэродромов в прифронтовой полосе зачастую не успевали, особенно в осеннюю и весеннюю распутицу. Поэтому Верховное Главнокомандование поставило перед самолетостроителями задачу: в короткий срок провести мероприятия по увеличению дальности полета истребителей. Эта задача была решена в ОКБ А. С. Яковлева. Незначительное изменение конструкции крыла Як-9 позволило дополнительно освободить некоторую часть объема и разместить там еще два бензобака в дополнение к двум имевшимся (как на прототипе Як-9 — опытном истребителе Як-7ДИ). Запас топлива увеличился на 45%, соответственно возросла и дальность полета. Характерно, что такое увеличение дальности, в принципе, могло быть достигнуто и при использовании подвесных сбрасываемых баков, установка которых практически не требовала изменения конструкции самолета. Такие баки иногда применялись, в частности, на ЛаГГ-3. Но они сильно ухудшали аэродинамику истребителя, поэтому использование для размещения топлива внутренних объемов самолета (особенно крыла) оказывалось более эффективным средством повышения дальности полета. При этом отпадала необходимость в изготовлении большого числа подвесных баков, которые часто терялись (сбрасывались) в ходе боевого вылета и должны были в этом случае заменяться новыми.

Дальний вариант истребителя Як-9 получил обозначение Як-9Д. Его максимальный взлетный вес по сравнению с весом Як-9 увеличился на 200 — 270 кгс, однако полетный вес в момент выполнения боевого задания или воздушного боя изменился меньше, так как бо́льшая доля дополнительного топлива к тому времени уже была израсходована. При выполнении боевого задания, не требующего повышенной дальности по-

лета, Як-9Д мог брать меньше топлива, то есть столько же, сколько и Як-9, и в этом случае имел одинаковые с ним летные данные. С сентября 1943 г. все Як-9 серийного производства оборудовались четырьмя баками, как и Як-9Д, а в 1944 г. в этом варианте начали выпускать и Як-9Т, который иногда называли Як-9ТД.

По своим маневренным свойствам в горизонтальной плоскости Як-9, Як-9Д и Як-9Т имели до высоты 3,5 км значительное преимущество перед трехточечным вариантом Ме-109G-2 и могли бы зайти ему в хвост на дистанцию прицельного огня через два-три виража. На высотах 3,5 — 5,5 км это преимущество постепенно уменьшалось и на высоте, большей 5,5 км, переходило к Ме-109G-2. На маневрах типа «боевой разворот» эти варианты истребителей «Як» на высотах до 2 км имели незначительное преимущество за счет комбинации вертикального и горизонтального маневра и удерживали преимущество в высоте. В диапазоне высот 2 — 3,5 км в этом виде маневра истребители «Як» и Ме-109G-2 были практически равны, а выше 3,5 км преимущество имел Ме-109G-2. В целом истребители «Як», применяя комбинированный маневр как в горизонтальной, так и в вертикальной плоскости, могли успешно вести наступательный бой с Ме-109G-2 до высоты 5 км. Превосходство Як-9, Як-9Д и Як-9Т перед пятиточечным вариантом Ме-109G-2 и особенно FW-190A-4 и A-5 было более значительным (см. табл. 2; рис. 2, 4).

Свидетельством большой боевой эффективности истребителей «Як» могут служить результаты войсковых испытаний Як-9Т и Як-9Д, которые проводились в июле — сентябре 1943 г. соответственно на Центральном и Западном фронтах. В общей сложности за этот период войсковых испытаний на 37 самолетах Як-9 указанных выше модификаций летчики провели 85 воздушных боев и сбили 54 самолета противника (22 — FW-190, 1 — Ме-109, 3 — Ме-110, 16 — Ju-87, 9 — Ju-88, 3 — He-111), а потеряли только 13.

Дальнейшее развитие идея истребителя со значительной дальностью полета, созданного на базе обычного фронтового самолета, получила в ходе разработки нового варианта Як-9. Этот самолет — Як-9ДД предназначался для выполнения специальных задач и дальнего сопровождения бомбардировщиков. От Як-9Д он отличался максимальным использованием внутренних объемов крыла и фюзеляжа для размещения бензобаков, которых стало уже восемь: шесть в крыле и два в фюзеляже. Запас бензина по сравнению с Як-9Д увеличился еще на 31% и достиг 630 кг. Государственные летные испытания Як-9ДД успешно завершились в июле 1944 г. Максимальная дальность полета Як-9ДД составляла 1800 км, в то время как у Як-9Д она была равна 1400 км, а у Як-9 — 910 км. Самолет строился небольшой серией. На нем группа советских летчиков в августе 1944 г. совершила выдающийся перелет на освобожденную союзниками территорию Италии, в порт Бари. Этот перелет был совершен по заданию советского правительства для оказания помощи народу Югославии в его освободительной борьбе.

Истребитель Як-9, выпускавшийся во многих вариантах, стал самым массовым самолетом советской истребительной авиации.

Если развитие истребителя Як-9 в 1943 г. было направлено в основном на усиление вооружения и увеличение дальности полета, то совершенствование Як-1 было ориентировано, в первую очередь, на повышение летных данных, таких, как скорость, скороподъемность и маневренность, которые обеспечили бы истребителю решающее превосходство в воздушных боях.

Поскольку более мощных подходящих серийных моторов жидкостного охлаждения в первой половине 1943 г. не было, то значительно повысить летные данные истребителя можно было, только заметно

улучшив аэродинамические свойства компоновки и максимально уменьшив полетный вес. Эти два направления и стали основными в разработке нового Як-1М.

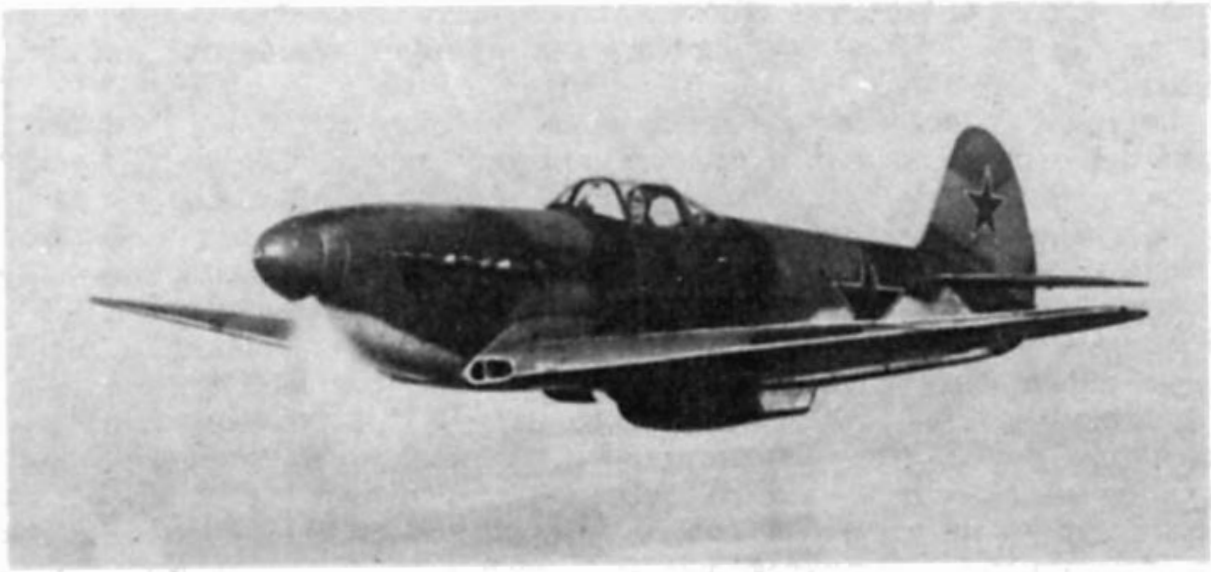
Ощутимое снижение аэродинамического сопротивления достигалось уменьшением размеров крыла, площадь которого сократили на 15,5%, улучшением аэродинамики отдельных элементов компоновки. Большое внимание уделялось снижению аэродинамических потерь, приходящихся на системы охлаждения мотора. Конструкторы старались выявить и использовать каждую возможность для улучшения общей аэродинамики самолета.

Тщательный весовой анализ конструкции истребителя, имеющего уменьшенные геометрические размеры, позволил довести вес Як-1М до 2655 кгс по сравнению с 2880 — 2900 кгс у серийного Як-1 и увеличить энерговооруженность на 9% при незначительном повышении нагрузки на крыло.

Опытный Як-1М прошел государственные испытания в июне 1943 г. Скорость у земли достигала 545 км/ч, а на высоте — 632 км/ч. Стало ясно, что основная цель, поставленная авиаконструкторами, достигнута. По сравнению с серийным Як-1 скорость на высоте увеличилась на 40 км/ч, а время набора высоты 5 км уменьшалось на 1,5 мин, то есть на 37%. Но к моменту окончания испытаний Як-1М завершились работы по второму форсированию двигателя М-105ПФ. Его взлетная мощность повысилась на 80 л. с., а мощность на расчетной высоте — на 60 л. с. Таким образом, были созданы условия для дополнительного улучшения летных данных нового истребителя.

На втором опытном Як-1М (дублер) установили новый мотор М-105ПФ-2 и, кроме того, дополнительно улучшили его аэродинамику, а также доработали водо- и маслорадиаторы. Государственные испытания завершились в октябре 1943 г. и выявили, что второй вариант Як-1М имеет заметно лучшие скоростные свойства, чем первый. В общей сложности по сравнению с серийным Як-1 было получено значительное увеличение максимальной скорости, которая у земли была равна 570 км/ч, а на расчетной высоте — 651 км/ч (у серийного Як-1 соответственно 531 и 592 км/ч). Значительно улучшились характеристики маневра в вертикальной плоскости и скороподъемность: за боевой разворот Як-1М набирал 1250 — 1300 м высоты, в то время как серийный Як-1 — 1000 м, высоту 5 км Як-1М набирал за 4,1 мин, а серийный Як-1 — за 5,6 мин. Словом, испытания показали, что усилия конструкторского коллектива увенчались серьезным успехом. Благодаря отличным аэродинамическим свойствам, большой мощности двигателя и, конечно, облегчению всей конструкции Як-1М имел превосходную горизонтальную и особенно вертикальную маневренность, высокую скорость. Одновременно с этим, несмотря на меньшую площадь крыла, взлетно-посадочные и штопорные свойства не ухудшились, а техника пилотирования не усложнилась по сравнению с Як-1: он оставался устойчивым на всех режимах полета и легкоуправляемым самолетом. После всесторонних испытаний Як-1М под маркой Як-3 был принят к серийному производству.

По сравнению с Як-1 истребитель Як-3 при более мощном моторе имел несколько меньший запас топлива, из-за чего продолжительность работы двигателя на максимальной мощности до полной выработки горючего сократилась и стала примерно на 25% меньше, чем у Ла-5ФН, и в два раза меньше, чем у Як-9Д [10]. Иными словами, высокие скоростные и маневренные качества Як-3 были достигнуты частично за счет уменьшения времени боевого вылета и времени воздушного боя. Поэтому в плане тактического использования Як-3 не заменял такие истребители, как Як-9 и Ла-5, но прекрасно дополнял их, воплощая в себе идею легкого, скоростного и маневренного истребителя воздушного боя. Что касается сравнительно небольшого времени боевого вы-



Истребитель Як-3 с мотором ВК-105ПФ-2

лета, то, как показала вскоре боевая практика, этот недостаток вполне окупался превосходством Як-3 в воздушном бою.

Первые серийные Як-3 с мотором М-105ПФ-2 начали поступать на фронт в 1944 г. Летчики, быстро освоив Як-3, умело использовали его высокие качества. Например, в бою, проведенном 16 июля 1944 г., 18 летчиков 91-го авиаполка, в котором Як-3 проходили войсковые испытания, сбили 15 из 24 участвовавших в бою Ме-109G и FW-190, а потеряли лишь один истребитель. В книге «ВВС России глазами немецкого командования» генерал-лейтенант Вальтер Швабедиссен писал: «...с самолетом Як-3... немецкие самолеты справиться не могли. Этот самолет имел более высокую скорость, маневренность и лучшие характеристики скороподъемности, чем немецкие самолеты...». На истребителях Як-3 сражались французские летчики полка «Нормандия — Неман», очень высоко ценившие этот истребитель.

Во многом успех Як-3 в воздушных боях обусловливался тем, что он создавался под конкретные условия войны в воздухе на советско-германском фронте. Наиболее сильно превосходство Як-3 проявлялось на высотах до 5 км (рис. 5, табл. 2).

О важности правильного выбора основных параметров истребителя и его силовой установки, исходя из тактики действий авиации на данном театре военных действий, можно судить на таком частном примере, как показательный воздушный бой между Як-3 и лучшим английским истребителем второй мировой войны «Спитфайром». Этот «бой» проходил на небольшой высоте, в то время как «Спитфайр» в соответствии с требованиями тактики войны в воздухе на Западе рассчитывался для ведения активного воздушного боя в первую очередь на средних и больших высотах. Описываемый «бой» произошел вскоре после войны, когда полк «Нормандия — Неман» на подаренных советским правительством самолетах Як-3 возвращался во Францию.

«На подходе к штуттгартскому аэродрому летчиков полка «Нормандия — Неман» встретили их земляки — французские летчики на английских «Спитфайрах»*. После короткого митинга на аэродроме было решено померяться силами в показательном воздушном «бою» на советских и английских истребителях. Летчики, прилетевшие из Франции,

* Как удалось установить, это были «Спитфайр IXB»

выставили своего лучшего мастера высшего пилотажа на «Спитфайре». От полка «Нормандия — Неман» на Як-3 был выделен Роже Марки.

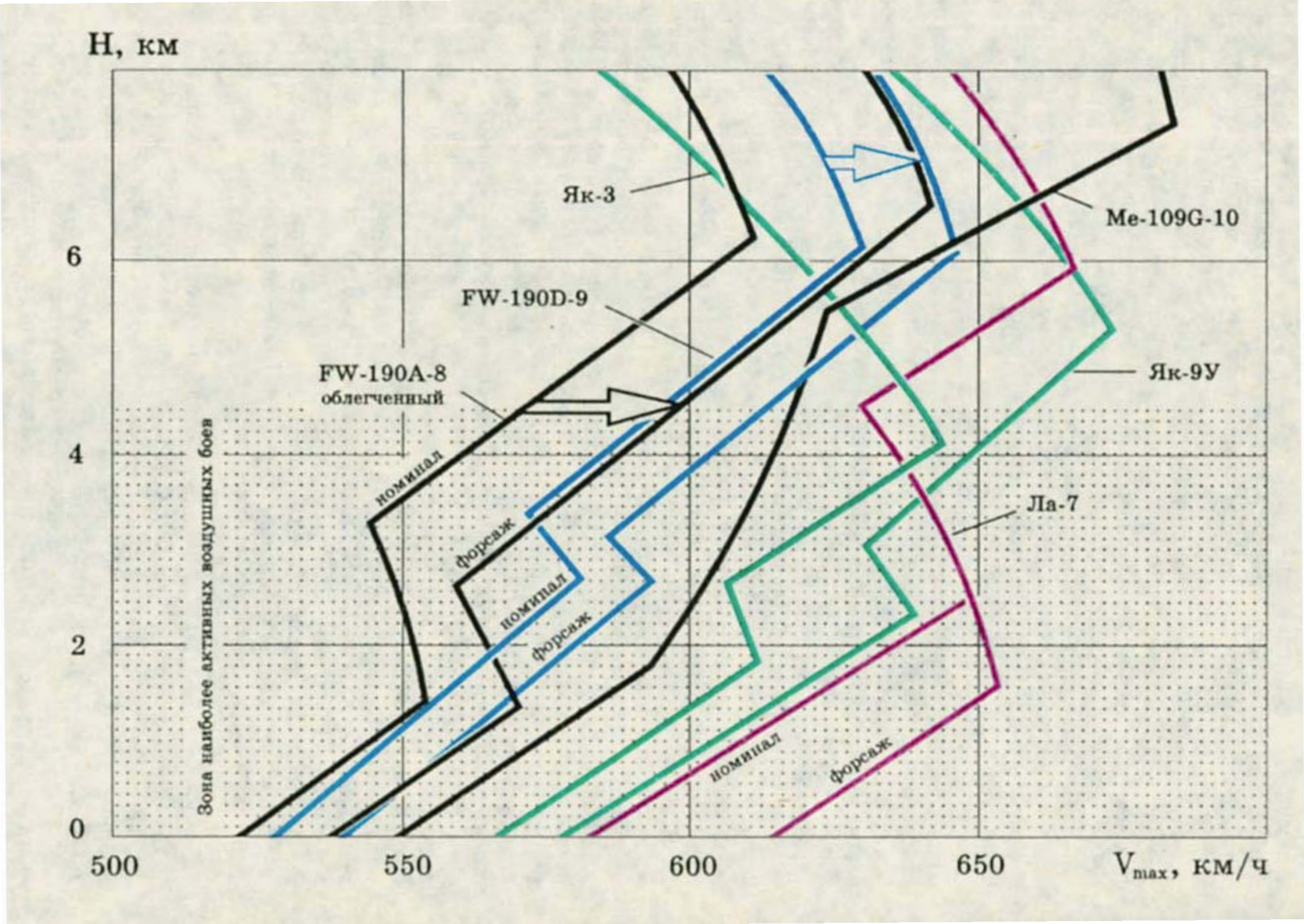
«Бой» был очень интересным. Наблюдавшие за ним советские летчики и механики, сопровождавшие полк, испытывали чувство огромной гордости за наш советский истребитель, бесспорное преимущество которого блестяще продемонстрировал лейтенант Марки на виражах и в вертикальном маневре. После нескольких минут головокружительной карусели Марки взял верх над летчиком на «Спитфайре» [11].

Советский Як-3 оставил яркий след в истории мирового самолетостроения периода второй мировой войны как один из лучших образцов фронтового истребителя для завоевания превосходства в воздухе. К маю 1945 г. фронт получил от промышленности 3550 самолетов Як-3 [8, с. 57].

Значительное улучшение летных данных и, как следствие этого, боеспособности исключительно средствами аэродинамики было достигнуто в самом конце 1943 г. в ходе совершенствования истребителя Ла-5ФН. В результате напряженной работы ЦАГИ по его аэродинамическому улучшению, проведенной в 1943 г., определился ряд основных мероприятий, способствующих снижению аэродинамического сопротивления самолета. К таким мероприятиям, в частности, относились: полная герметизация капота мотора, незначительная перекомпоновка центропланной части крыла, изменения в системах маслоохлаждения и выхлопа и др. Все эти изменения составили основу рекомендаций ЦАГИ по второму туру улучшений самолета Ла-5 (рекомендации первого тура улучшений, в основном, были реализованы при создании Ла-5ФН). В целях проверки в условиях реального полета эффективности предлагаемых заводу рекомендаций модернизируется серийный Ла-5ФН, и в декабре 1943 г. начались его летные испытания в ЛИИ (летчик-испытатель Н. В. Адамович). В ходе этих испытаний была получена максимальная скорость на расчетной высоте 684 км/ч, что на 34 км/ч больше, чем у опытного Ла-5ФН. Тем самым полностью подтвердилась действенность предлагаемых ЦАГИ улучшений. В январе 1944 г. новый истребитель уже был изготовлен на серийном заводе и вскоре получил обозначение Ла-7. Его государственные испытания показали, что по сравнению с Ла-5ФН достигнуто существенное улучшение основных летных данных: скорость на расчетной высоте 680 км/ч (у опытного Ла-5ФН была 650 км/ч); время набора высоты 5 км составляло 4,45 мин вместо 4,7 мин у опытного Ла-5ФН, набор высоты за боевой разворот — 1200 — 1250 м против 1100 м у Ла-5ФН. Время виража почти не изменилось. Вооружение Ла-7 значительно мощнее — три новые пушки Б-20 калибра 20 мм вместо двух пушек ШВАК на Ла-5. В целом Ла-7 обладал очевидным преимуществом перед Ла-5ФН, и его стали строить серийно на нескольких заводах. Правда, в связи с недоведенностью пушки Б-20 вооружение первых серийных Ла-7 оставалось таким же, как и у Ла-5ФН, то есть две пушки ШВАК.

Поступление Ла-7 в авиационные части началось с середины 1944 г. и шло возрастающими темпами. Так, в июне 1944 г. ВВС получили всего 57 истребителей Ла-7, в июле — уже 108, в сентябре — 225, а в октябре — 379. С начала выпуска и до капитуляции Германии авиачасти получили 4359 истребителей Ла-7 [8, с. 60].

Надо сказать, что в начале массового выпуска не удалось обеспечить необходимое качество производства нового истребителя, требовавшего более тщательного изготовления, чем Ла-5. Это часто приводило к существенному снижению скоростных характеристик Ла-7 (см. рис. 5, табл. 2). Потери скорости на некоторых только что выпущенных заводами самолетах доходили до 20, а иногда и до 40 км/ч. Благодаря


H, км
6
4
2
0
500
550
600
650
V_{max}, км/ч
Як-3
Ме-109G-10
FW-190D-9
FW-190A-8
облегченный
Як-9У
Ла-7
номинал
форсаж
номинал
форсаж
номинал
форсаж
Зона наиболее активных воздушных боев

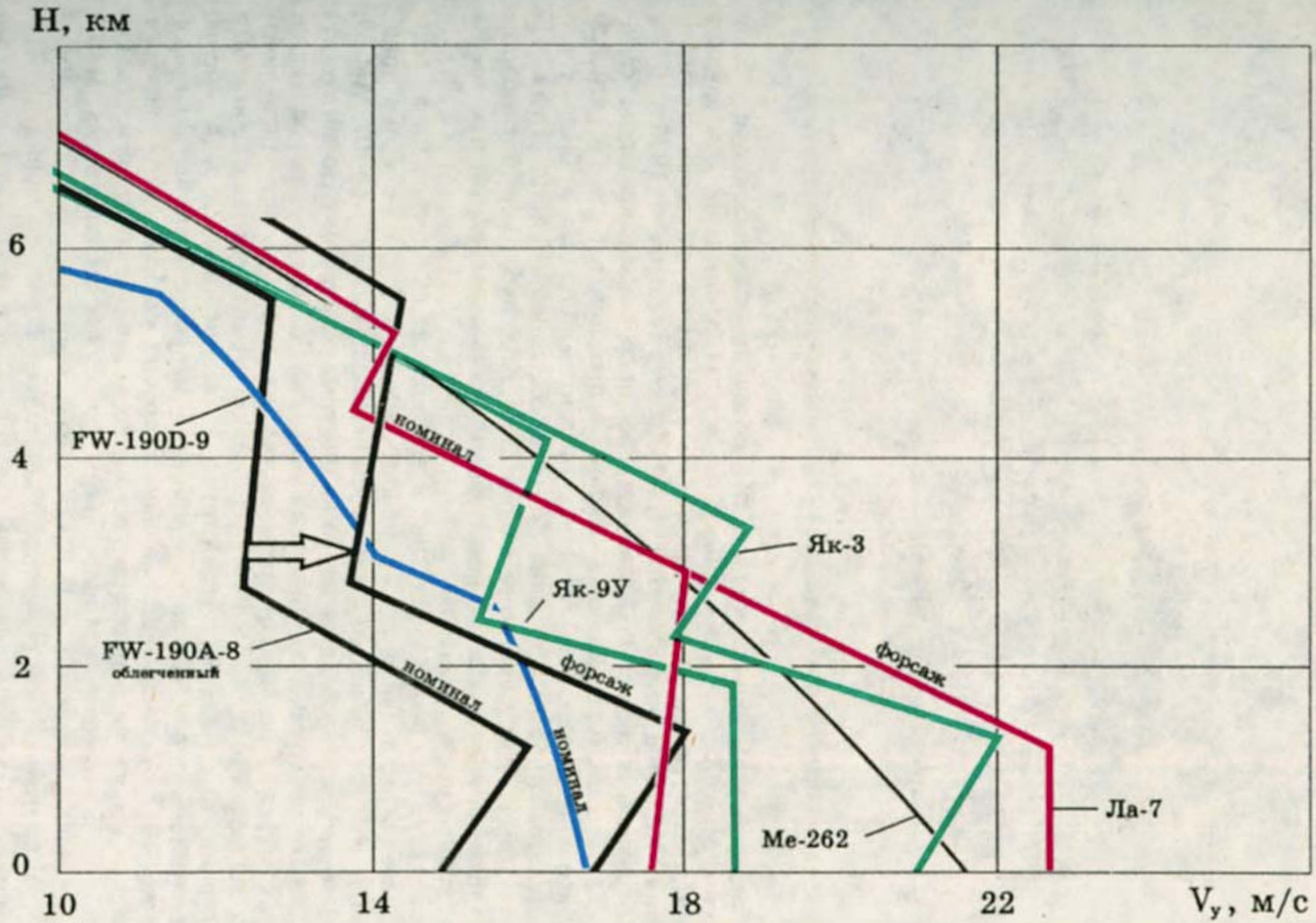


Рис. 5. Высотно-скоростные характеристики серийных истребителей завершающего периода войны (по состоянию на начало 1945 г.)



Истребитель Ла-7

большой работе, проведенной ЛИИ в очень сжатые сроки, были выявлены основные причины снижения летных данных Ла-7 и заводам даны соответствующие рекомендации по улучшению качества его изготовления. Качество выпускаемых Ла-7 было улучшено в 1945 г.

В воздушных боях Ла-7 значительно превосходил немецкие самолеты. Так, за полтора месяца войсковых испытаний в 63-м Гвардейском истребительном авиационном полку летчиками на Ла-7 было сбито 55 самолетов противника, наши потери составили 4 истребителя. На Ла-7 трижды Герой Советского Союза И. Н. Кожедуб сбил 17 самолетов противника (в том числе и реактивный Ме-262) из 62 сбитых им за время войны на истребителях «Ла».

В 1943 г. развитие советских истребителей в определенной мере сдерживалось отсутствием новых мощных моторов. В то же время такие моторы в опытных экземплярах уже были созданы (М-71, М-107, АМ-39, АМ-42 и др.) и опробованы на ряде опытных самолетов. Но выпускать их в массовом количестве промышленность в то время еще не могла, так как перевод серийного производства на мотор нового типа неизбежно привел бы к временному снижению темпа выпуска двигателей для серийных самолетов, что считалось недопустимым, ведь именно изготовление моторов иногда ограничивало выпуск самолетов. Во второй половине 1943 г., когда наша авиация прочно захватила господство в воздухе и имела численное превосходство, появилась возможность выпускать и новый тип мотора. Одним из них стал двигатель М-107 В. Я. Климова, созданный в 1942 г. на базе серийного М-105, но имевший при почти тех же габаритах значительно бóльшую мощность. Под этот мотор в ОКБ А. С. Яковлева в конце 1943 г. разрабатывались два варианта истребителей: Як-9У и Як-3.

На Як-9У, который имел улучшенную аэродинамику по сравнению с серийным Як-9 и первоначально рассчитывался под мотор М-105ПФ-2, с установкой М-107А удалось резко повысить основные летные характеристики — скорость и скороподъемность. На государственных испыта-



Истребитель Як-9У с мотором ВК-107А

ниях в апреле 1944 г. Як-9У достиг скорости 700 км/ч (с М-105ПФ-2 она составляла 620 км/ч), высоту 5 км он набирал за 4,1 мин (с М-105ПФ-2 — за 4,8 мин), а набор высоты за боевой разворот составлял 1350 — 1400 м против 1190 м с М-105ПФ-2. Улучшилась и горизонтальная маневренность Як-9У с М-107А: так, время виража уменьшилось с 19,5 до 18,5 с. По совокупности своих данных он мог стать одним из лучших советских истребителей. После завершения государственных испытаний его приняли к серийному производству, которое началось в мае 1944 г. К концу того же года авиационные части получили 1134 самолета Як-9У [8, с. 55].

К сожалению, на Як-9У не удалось обеспечить достаточно эффективное охлаждение мотора М-107А, имевшего более напряженный тепловой режим работы по сравнению с М-105ПФ-2, да и надежность его была низкой. Поэтому в ходе начавшегося массового выпуска Як-9У пришлось пойти на ограничение снимаемой мощности, с тем чтобы обеспечить приемлемый ресурс двигателя. При эксплуатации серийных Як-9У боевой режим работы мотора был исключен. В результате все летные характеристики Як-9У снизились. Тем не менее он оставался одним из самых скоростных и маневренных советских истребителей и по своим данным был близок к серийному Як-3 с ВК-105ПФ-2*. Превосходство его над истребителями противника подтвердили войсковые испытания: в 19 воздушных боях летчики на Як-9У уничтожили 27 FW-190 и один Ме-109, потеряв лишь два самолета.

Реализация в серийном производстве ряда аэродинамических улучшений и повышение качества производственного изготовления позволили к 1945 г. увеличить скорость и улучшить скороподъемность Як-9У (см. табл. 2, рис. 5). Но все-таки ненадежность силовой установки не позволяла полностью реализовать в бою потенциальные возможности самолета.

В мае 1944 г. завершились государственные испытания нового варианта истребителя Як-3, на котором был установлен мотор ВК-107А. В этом истребителе нашли свое воплощение все лучшие черты легкой боевой машины для завоевания превосходства в воздухе — высокая ско-

* С 1944 г. моторам стали присваивать обозначения по имени и фамилии главного конструктора.

рость и отличная маневренность, устойчивость и простота управления. Его максимальная скорость — 720 км/ч была больше, чем у любого другого советского самолета, он обладал отличной скороподъемностью (набор высоты 5 км занимал лишь 3,9 мин) и маневренностью (время виража — 18 с, набор высоты за боевой разворот — 1500 м). В заключении государственных испытаний отмечалось: «Опытный самолет Як-3 с мотором ВК-107А конструкции тов. Яковлева А. С. по основным летно-тактическим данным — максимальной горизонтальной скорости, скороподъемности и вертикальной маневренности — в диапазоне высот от земли до практического потолка 11 800 м является лучшим из известных отечественных и иностранных истребителей» [12]. Правда, там же отмечалось, что самолет, особенно винтомоторная группа, имеет большое число дефектов, что не позволяет нормально его эксплуатировать. Устранение отмеченных недостатков (главным образом мотора) затянулось, и в результате к окончанию войны этот явно перспективный истребитель так и не был доведен до боеспособного состояния, в серии не строился и на фронте не применялся. В известной мере этому способствовал опыт использования Як-9У. Трудности, возникшие в ходе его эксплуатации, свидетельствовали об острой необходимости доводки ВК-107А, поэтому Як-3 с этим двигателем начали выпускать только во второй половине 1945 г.

Таким образом, Як-3 с ВК-105ПФ-2, Як-9У с ВК-107А и Ла-7 с АШ-82ФН стали последними серийными истребителями, принимавшими участие в боевых действиях. Начиная с 1945 г. истребительная авиация пополнялась только самолетами Як-3, Як-9 различных модификаций и Ла-7.

В отличие от советских конструкторов, модифицировавших свои самолеты, исходя из конкретных условий их применения на советско-германском фронте, конструкторы Германии вынуждены были проводить качественное улучшение истребителей из расчета на более широкий диапазон высот их применения.

На Восточном фронте действия авиации были сосредоточены главным образом во фронтовой зоне и ближних тылах и высоты ее боевого применения были небольшими. В то же время массированные налеты бомбардировочных соединений союзников на крупные объекты, расположенные на территории Германии, осуществлялись, как правило, с больших высот. Бомбардировщики сопровождались истребителями, обладавшими сравнительно большой высотностью. Поэтому для отражения таких налетов Люфтваффе необходим был истребитель, имеющий хорошие летные данные именно на больших высотах, то есть истребитель повышенной высотности. Столь разные требования к истребителю, обусловленные существенно различным характером воздушной войны на Западе и Востоке, ставили перед немецкими конструкторами ряд технически трудных задач по качественному улучшению истребителей, ведь, как известно, простое увеличение высотности самолета приводит к ухудшению его летных характеристик на малых и средних высотах. Определенные надежды связывались с внедрением реактивной техники, в частности таких самолетов, как истребитель-перехватчик Ме-163 с жидкостным реактивным двигателем и истребитель-бомбардировщик Ме-262 с двумя турбореактивными двигателями. Опытные образцы этих самолетов в 1943 г. уже проходили летные испытания и велась подготовка к их серийному выпуску. Но для освоения в производстве этих машин и двигателей к ним, а также для переучивания летного состава требовалось довольно много времени. Да и темп выпуска этих самолетов поначалу не мог быть достаточно высоким. Поэтому главный акцент по-прежнему делался на развитие серийных истребителей Ме-109 и FW-190. Они стали основной силой истребительной авиации Люфт-

ваффе до окончания войны. Что касается реактивных истребителей, то, несмотря на то что они представляли собой качественно новый уровень развития авиации, существенного влияния на ход воздушной войны на Восточном фронте они не оказали. Во-первых, их было мало (а Ме-163 практически и не применялся в борьбе с советской авиацией), во-вторых, они могли успешно выполнять далеко не все тактические задачи, стоявшие в то время перед истребительной авиацией.

Летные данные основного немецкого истребителя воздушного боя Ме-109 повышались за счет использования новых вариантов серийного и хорошо отработанного мотора DB-605A. Но эти варианты, оснащавшиеся различными нагнетателями, имели высотность до 7,8 км, что для условий воздушной войны на советско-германском фронте было все-таки много. Для улучшения боеспособности новых модификаций Ме-109 на этом театре военных действий необходимо было увеличить мощность мотора на малых и средних высотах. Такое форсирование достигалось путем впрыска водоспиртовой смеси, помещавшейся в специальном баке. Благодаря этому стало возможно в воздушном бою на короткое время увеличить энерговооруженность истребителя. Правда, использование подобной системы форсирования мотора усложняло силовую установку и ее эксплуатацию, уменьшало ее надежность и увеличивало вес. Поэтому она использовалась далеко не на всех самолетах Ме-109.

Одним из последних вариантов Ме-109, выпускавшихся в массовом количестве, стал Ме-109G-10. Его производство началось весной 1944 г. вместо Ме-109G-6. Это была самая скоростная и маневренная серийная машина Люфтваффе. Более поздняя модификация — М-109К хотя и имела преимущество перед Ме-109G-10, но уже не смогла сыграть в воздушной войне сколько-нибудь заметную роль, так как ее серийное производство началось только в октябре 1944 г. и заводы успели выпустить лишь несколько сотен Ме-109К.

По сравнению с трехточечным вариантом Ме-109G-2 (1942 г.) Ме-109G-10 с мотором DB-605DC обладал более мощным вооружением, несколько большей скоростью и почти такой же скороподъемностью на малых и средних высотах. Таким образом, в этом диапазоне высот немецким конструкторам не удалось добиться существенного улучшения летных качеств своего лучшего истребителя Ме-109. Преимущество было за советскими самолетами.

Рациональное сочетание веса, высотности и мощности моторов, нагрузки на крыло и состава вооружения при тщательно отработанной аэродинамике всей компоновки обеспечили истребителям Як-3, Як-9У и Ла-7 на высотах до 4 — 5 км превосходство в скоростных и маневренных качествах над Ме-109G-10 (см. рис. 5).

Развитие многоцелевого истребителя FW-190 поначалу заключалось в создании различных его вариантов, отличавшихся главным образом составом вооружения и предназначенных для выполнения определенного вида боевых задач. Самой массовой модификацией этого истребителя, широко использовавшейся с 1944 г., стал FW-190A-8. Поскольку FW-190 по боеспособности в воздушном бою с истребителями заметно уступал Ме-109, а также советским истребителям, то наряду с модификациями, обладавшими мощным вооружением и хорошей бронезащитой, FW-190A-8 выпускался также и в облегченном варианте. Имея меньший вес (за счет снятия части вооружения и брони), он обладал более высокой скоростью и особенно скороподъемностью по сравнению с другими вариантами этого истребителя.

Дальнейшее улучшение летных данных и боеспособности FW-190 было достигнуто путем замены мотора BMW-801D более мощным мотором жидкостного охлаждения Jumo-213A. Это была последняя круп-



Немецкий истребитель FW-190D-9 с мотором Jumo-213A

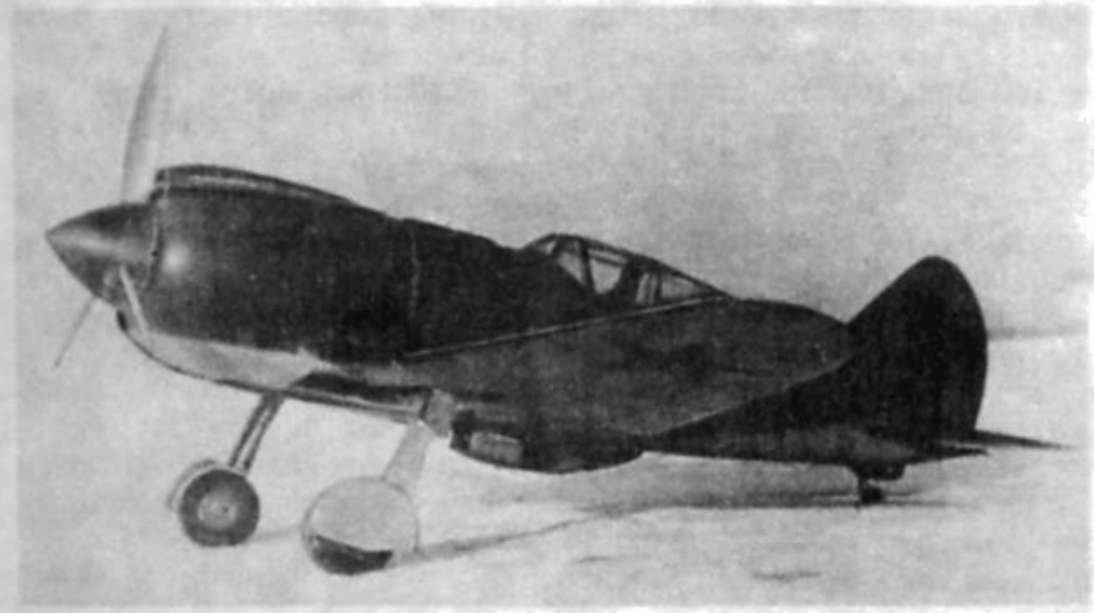
ная модификация истребителя, потребовавшая существенных его переделок. Первые серийные самолеты в новом варианте — FW-190D-9 стали поступать на фронт с августа 1944 г. По комплексу летных данных этот самолет имел преимущество по сравнению с облегченным FW-190A-8, но превзойти советские истребители воздушного боя последнего периода войны (Як-3, Як-9У, Ла-7) он так и не смог — советские самолеты обладали большей скоростью и лучшей маневренностью как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскости (см. рис. 5, табл. 2).

ОПЫТНЫЕ ИСТРЕБИТЕЛИ

Опытные работы являлись неотъемлемой составной частью советского самолетостроения. Создание перспективных образцов авиационной техники позволяло проверить на практике новые научно-технические и тактические идеи. Опытные самолеты часто служили своего рода стендами для испытаний и отработки новых систем и агрегатов, например перспективных моторов, герметических кабин и т. д. Одновременно с этим опытные работы во время войны обеспечивали высокий технический уровень советского самолето- и моторостроения и давали возможность иметь в резерве высококачественные новые самолеты.

Большинство опытных самолетов составляли истребители: фронтовые, высотные и даже бронированные.

Крупных успехов в создании фронтовых истребителей добился конструкторский коллектив под руководством Н. Н. Поликарпова. Разработанный еще до войны, истребитель И-185 получил, наконец, в 1941 г. подходящую силовую установку — самый мощный в тот период времени советский мотор воздушного охлаждения М-71, имевший мощность на взлетном режиме 2000 л. с. Появилась возможность реализовать идеи конструкторов, стремившихся создать истребитель, который имел бы превосходство в воздухе на основе преимуществ в скорости и вертикальном маневре. Опыт воздушных боев начального периода Великой Отечественной войны свидетельствовал о том, что именно эти качества истребителя в первую очередь обеспечивают его более высокую боеспособность.



Истребитель И-185 с мотором М-71

По основным своим параметрам самолет И-185 был несколько необычен и отличался от всех серийных и многих опытных советских истребителей повышенными энерговооруженностью и нагрузкой на крыло, что способствовало увеличению скорости и одновременно улучшению скороподъемности и маневренных качеств в вертикальной плоскости. Энерговооруженность И-185 была на 5 — 20% выше, чем у Ла-5, Як-1, Як-7Б и Як-9, а нагрузка на крыло на 20 — 30% выше, чем у других истребителей. Выбирая крыло минимально возможной для истребителя площади, конструкторы стремились уменьшить аэродинамическое сопротивление самолета. Чтобы избежать крайне нежелательного увеличения посадочной скорости, крыло И-185 снабдили эффективной взлетно-посадочной механизацией — щитками-закрылками и автоматическими предкрылками, благодаря чему посадочная скорость И-185 была не больше, чем у серийных истребителей. Правда, горизонтальный маневр оказался несколько хуже, чем у других истребителей (время виража 22 — 23 с), но конструкторы сознательно пошли на это, надеясь, что превосходство в скорости и маневренности на вертикалях компенсирует этот недостаток.

Конструкция И-185 — смешанная: фюзеляж деревянный, крыло металлическое. Компоновка очень продуманная, компактная и рациональная. Истребитель имел хорошие аэродинамические формы, капот мотора был герметизирован. Запас топлива обеспечивал полет на дальность свыше 800 км. Вооружение поначалу состояло из трех крупнокалиберных пулеметов, но затем вместо них установили три пушки ШВАК. Кроме того, в перегрузочном варианте истребитель мог в случае необходимости нести на наружных подвесках до 500 кгс бомб.

В целом И-185 был явно перспективным и почти на два года предвосхищал идею создания истребителя для завоевания превосходства в воздухе, блестяще реализованную в 1943 г. при создании Як-3.

В течение 1942 г. истребитель И-185 непрерывно совершенствовался и трижды проходил государственные испытания. Прошел он и войсковые испытания на Калининском фронте. Были получены отличные данные: по скорости и скороподъемности он намного превосходил все

боевые истребители конца 1942 г. Другие типы советских фронтовых истребителей с близкими летными данными появились только во второй половине 1943 г. Достаточно отметить, что по совокупности своих боевых свойств И-185 с М-71 вполне удовлетворял бы требованиям к истребителю 1944 г. Но, несмотря на всю очевидную перспективность этого самолета, в серию он не был принят, хотя вопрос об этом ставился неоднократно. Причиной этому были главным образом два обстоятельства: во-первых, мотор М-71 не был серийным и достаточно доведенным, а наладить его производство тогда не считали возможным; во-вторых, отсутствовала реальная возможность перевести работу заводов на выпуск самолета совершенно новой конструкции без снижения темпа производства истребителей, столь необходимых фронту в 1942 г., когда советская авиация еще уступала авиации противника. К тому же появилась перспектива модификации серийных истребителей, которая позволила бы получить данные, близкие к И-185.

Н. Н. Поликарпов предвидел вероятность того, что мотор М-71 не будет серийным, по крайней мере в 1942 г., и поэтому еще весной того же года он создал вариант И-185 с уже выпускавшимся М-82. Этот самолет проходил государственные испытания почти одновременно с Ла-5 и показал близкие с ним летные характеристики. Но Ла-5 имел одно неоспоримое преимущество — технологическую преемственность с серийным ЛаГГ-3. Это позволило перевести поточный выпуск ЛаГГ-3 на Ла-5 практически без снижения темпа производства.

На примере И-185 отчетливо видно, как трудно было в условиях войны наладить серийное производство самолета нового типа, даже такого, который обладал явным преимуществом перед серийными. Поэтому в годы войны опытные самолеты часто разрабатывались на основе серийных, чтобы в случае успеха можно было быстро наладить их массовый выпуск. Так, под руководством В. П. Горбунова проектировалась и строилась новая модификация ЛаГГ-3 с мотором М-105ПФ (самолет «105»). При проектировании нового истребителя учитывался большой боевой опыт эксплуатации ЛаГГ-3. Облегченная конструкция, хороший обзор из кабины летчика, высокие скороподъемность и маневренность отличали новый «105» от серийного ЛаГГ-3. Но скорости уже не могли удовлетворить требованиям к истребителю второй половины 1943 г. Серийно «105» не строился.

В 1943 г. почти параллельно с разработкой Ла-5ФН ОКБ С. А. Лавочкина создало вариант Ла-5 с более мощным мотором воздушного охлаждения М-71. На летных испытаниях Ла-5 с этим мотором достиг высокой скорости (рис. 6, табл. 3) и имел аэродинамические резервы дальнейшего ее повышения вплоть до 720 — 725 км/ч. Но мотор М-71 в серию так и не был запущен, и Ла-5 с этим двигателем остался в опытном экземпляре.

Боевое использование штурмовиков Ил-2 в первый период войны показало, что эти самолеты могут на небольших высотах успешно бороться с некоторыми типами бомбардировщиков и транспортных самолетов противника. Хорошая броневая защита обеспечивала неуязвимость Ил-2 от оборонительного огня воздушных стрелков вражеских самолетов, а мощное вооружение и превосходство в скорости и маневренности создавали условия для эффективной атаки. В 1943 г. в ОКБ С. В. Ильюшина разрабатывается вариант одноместного штурмовика, специально предназначенного для борьбы с бомбардировщиками и транспортными самолетами. Но поскольку новый Ил-2И сильно уступал в скорости и маневре истребителям противника, которые часто сопровождали свои самолеты, то использование этого варианта штурмовика не дало бы

Таблица 3

Самолет, год выпуска	Мотор	Мощность, л.с. взлетная / на расчетной высоте	Взлетная мощность, л.с.	Удельная нагрузка на крыло, кгс/м²	Максимальная скорость, км/ч		Время набора высоты 5000 м, мин	Практический потолок, м	Вооружение: число стволов × калибр	
					у земли	на высоте, м			пушки	пулеметы
МиГ-3 1941	АМ-38	1665 / 1575	3325 / 3595	191	519	592 / 3400	7,93	–	–	1 × 12,7 2 × 7,62
И-185 1942	М-71	2000 / 1700	3735 / 3825	240	600*	680 / 6100	4,7*	–	3 × 20	–
Ла-5 1943	М-71Ф	2200 / 1850	3526	202	612*	685 / 5500	–	–	2 × 20	–
И-220 1943	АМ-39	1800 / 1700	3647	179	571	697 / 7800	4,5	–	2 × 20	–
И-230 1943	АМ-35А	1350 / 1200	3260	187	526	656 / 7000	6,2	11 900	2 × 20	–
«105» 1943	М-105ПФ	1210 / 1180	2749	156	570	623 / 3500	4,7	10 250	1 × 20	1 × 12,7
Ил-1 1944	АМ-42	2000 / 1770	5320	177	525	580 / 3260	–	8600	2 × 23	–
И-225 1944	АМ-42Б + ТК-300Б	2000 / 2000	3912	192	580	729** / 8520	4,5	12 600**	4 × 20	–
«120» 1945	АШ-83	1900 / 1585	3140	158	604 (649)**	725 / 7400	4,9	11 600	2 × 23	–
Як-3У 1945	АШ-82ФН	1850 / 1430	2790	181	620	710 / 6100	3,8	–	2 × 20 или 2 × 23	–

* На форсаже.
** Расчетные данные.

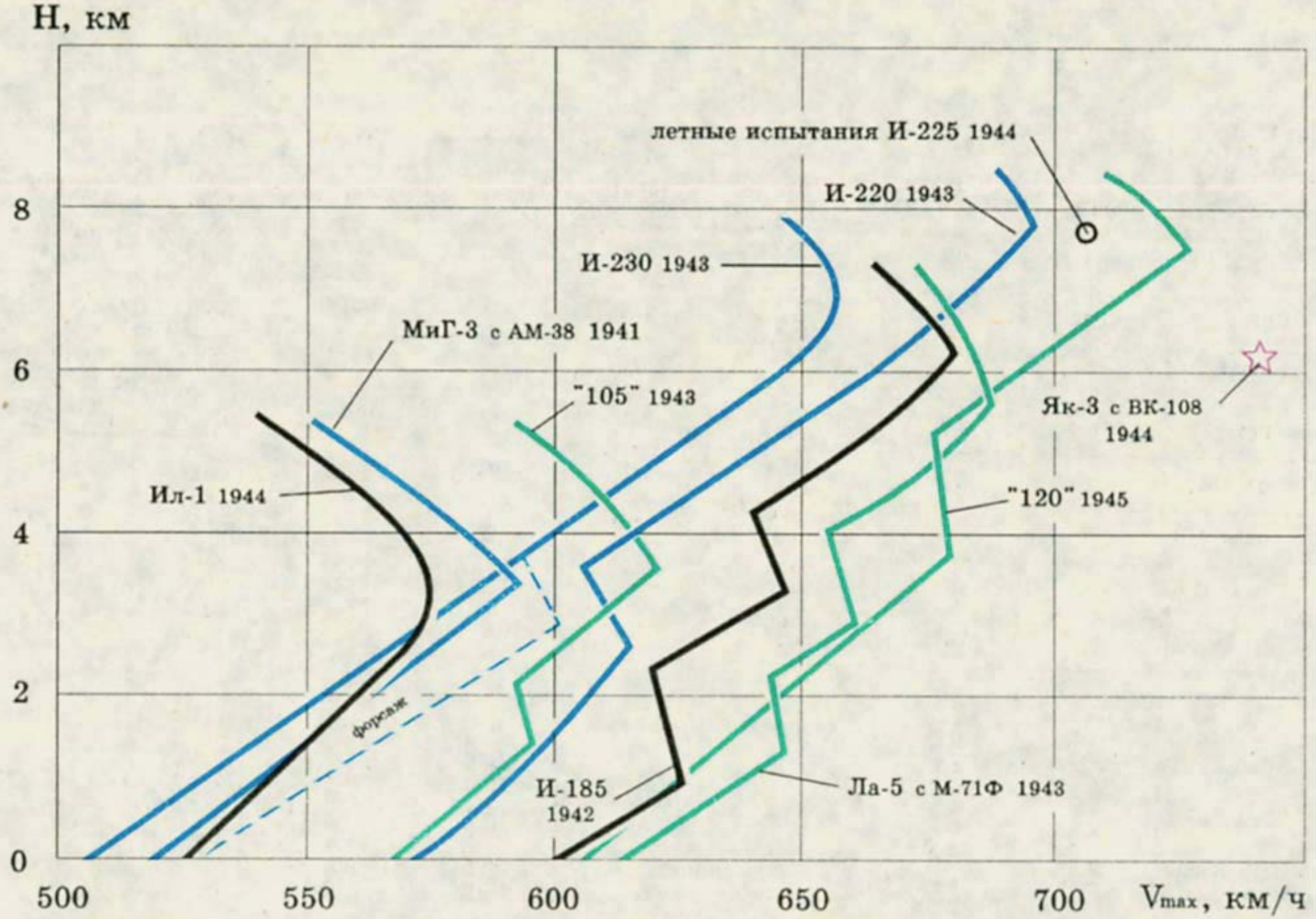


Рис. 6. Высотно-скоростные характеристики советских опытных истребителей периода 1941 — 1945 гг.



Опытный истребитель Ла-5 с мотором М-71

большого положительного эффекта. Значительно повысить скорость и маневренность бронированного истребителя можно было, только резко улучшив его аэродинамические свойства и увеличив мощность мотора. Именно это и было сделано на новом Ил-1, выпущенном в 1944 г. Его аэродинамическое сопротивление снизили по сравнению с Ил-2И примерно на одну треть благодаря уменьшению размеров, приданию бронекоробке более обтекаемой формы и другим улучшениям компоновки. Одновременно с этим мощность установленного нового мотора АМ-42 почти на 14% превышала мощность АМ-38Ф. В результате на заводских испытаниях Ил-1 продемонстрировал отличные данные. Но к середине 1944 г. благодаря возросшей мощи советской истребительной авиации, завоевавшей господство в воздухе, необходимость в боевом самолете такого назначения сильно уменьшилась, тем более что производство бомбардировщиков противника к концу войны существенно сократилось в пользу истребителей. Поэтому дальнейшего развития бронированный истребитель не получил. Тем не менее опыт разработки Ил-1 был использован — новый штурмовик Ил-10 имел почти одинаковую с ним аэродинамическую компоновку.

Опыт воздушной войны на Западе свидетельствовал о том, что для отражения налетов современных бомбардировщиков, стремящихся нанести удары по тыловым объектам с большой высоты, необходим истребитель, обладающий повышенной высотностью, по сравнению с обычной фронтовой машиной. И хотя в нашей стране такие действия авиации были сравнительно редкими, но все же они были. Например, второй массированный налет на Москву в 1941 г. немецкая бомбардировочная авиация совершила с высоты примерно 7 км [13]. Одновременно с этим на необходимость разработки истребителя повышенной высотности указывали и общие тенденции развития бомбардировочной авиации, выражавшиеся в увеличении высоты полета и скорости. Так, установка турбокомпрессоров увеличила высотность американских бомбардировщиков В-17 и В-24 почти до 8 км, а появившегося в 1943 г. В-29 — примерно до 9 км. Требовала решения и задача перехвата высотных разведчиков противника. Выполнить эту задачу обычные истребители с высотностью 4 — 5 км не могли.

Основным разработчиком истребителя повышенной высотности в нашей стране в период Великой Отечественной войны являлось ОКБ



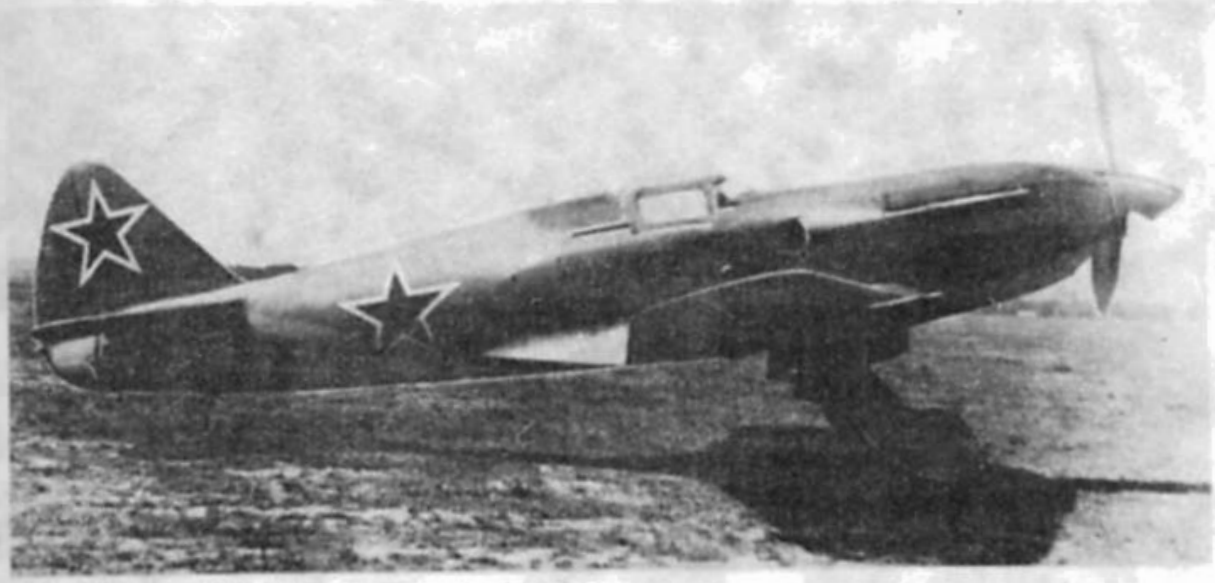
Истребитель И-230 с мотором АМ-35А

А. И. Микояна. Такие истребители создавались на базе МиГ-3 (И-230 и И-231), а также на основе совершенно новой конструкции (И-220).

Истребитель И-230 представлял собой модификацию МиГ-3, по сравнению с которым конструкция нового самолета была облегчена, улучшена аэродинамика, усилено вооружение (вместо трех пулеметов установили две пушки ШВАК). Он имел более высокие летные данные, чем МиГ-3 (рис. 6, табл. 3). Но все же в массовую серию он не пошел, так же как и его усовершенствованный вариант И-231 с более мощным мотором АМ-39. В качестве фронтовых истребителей они не очень подходили, так как уступали на малых и средних высотах другим современным им истребителям, а большой нужды в истребителях ПВО во втором периоде войны не было. Основные силы авиапромышленности направлялись на производство фронтовых истребителей, штурмовиков и бомбардировщиков. По существу, И-230 и И-231 послужили накоплению опыта.



Опытный истребитель И-220 с мотором АМ-38Ф



Опытный истребитель И-225 (первый экземпляр) с мотором АМ-42Б с ТК-300Б

И-220 был построен в 1942 г. и поначалу испытывался с мотором АМ-38Ф. В 1943 г. начались заводские испытания с новым высотным мотором АМ-39, в ходе которых были получены довольно высокие летные характеристики (см. рис. 6, табл. 3). Заметное улучшение летных данных планировалось получить на новом самолете И-225, который разрабатывался на базе И-220. Модификация заключалась главным образом в замене мотора АМ-39 еще более мощным АМ-42Б, оборудованным турбокомпрессором ТК-300Б, благодаря чему его мощность составляла 1750 л. с. на высоте 7500 м. По расчетам конструкторов, на 10-минутном боевом режиме работы мотора И-225 мог развить скорость у земли 618 км/ч, а на высоте 8530 м — 729 км/ч (на номинальном режиме соответственно 580 и 721 км/ч на высоте 8850 м). Высоту 5 км он набирал бы за 4,5 мин, а максимальная высота полета составила бы 12 600 м. Самолет имел очень мощное вооружение: четыре пушки калибра 20 мм. Словом, по заявленным данным, И-225 представлялся очень перспективным. Летные испытания начались в июле 1944 г., но из-за аварии самолета в августе того же года не удалось снять его характеристики на боевом режиме работы мотора. Тем не менее летные данные подтверждали расчеты конструкторов и указывали на реальность получения заданных показателей [14].

Самолет И-225 стал последним чисто поршневым истребителем ОКБ А. И. Микояна. Дальнейшие работы этого ОКБ по боевым самолетам уже были связаны с использованием реактивной тяги.

В период войны в СССР велись работы и по высотным истребителям, способным атаковать противника в стратосфере. Особую актуальность эти работы приобрели в конце 1942 г., когда над Москвой стал появляться специально оборудованный немецкий разведывательный самолет Ju-86P, имевший герметические кабины. Эти полеты он выполнял на высоте примерно 13 км, и советские истребители не могли его достать. Правительство потребовало от самолетостроителей скорейшего создания боевых машин, способных атаковать немецкий разведчик. Эту задачу решали почти все ОКБ, занятые разработкой истребителей.

В ОКБ А. С. Яковлева еще в 1942 г. спроектировали модификацию самолета Як-7Б, который оборудовался высотным мотором М-105ПД с двухступенчатым нагнетателем Э-100 конструкции В. А. Доллежаля.



Высотный истребитель Як-9ПД с мотором М-105ПД

Создание этой машины явилось, по существу, продолжением работы ОКБ по высотному истребителю-перехватчику с аналогичным мотором, начатой еще в 1940 г. (И-28).

В апреле 1943 г. был выпущен более современный истребитель — Як-9 с мотором М-105ПД, названный Як-9ПД. Построили несколько самолетов, которые дежурили на одном из аэродромов, где проходили их войсковые испытания. Испытания шли трудно: при полетах на большой высоте выявлялся то один, то другой дефект. Необходимые высотные данные не были достигнуты. Совершенствование Як-9ПД продолжалось: сначала была дополнительно повышена высотность мотора М-105ПД и увеличен размах крыла, затем установили высотный и более мощный мотор М-106ПД. Работы продолжались примерно до середины 1944 г., когда были получены удовлетворительные высотные характеристики (потолок достиг 13 км) и обеспечена приемлемая надежность материальной части. Но к тому времени разведывательные высотные полеты немцев прекратились. Таким образом, последний вариант Як-9ПД (фактически это уже был сильно облегченный Як-9У с М-106ПД, высотным винтом с более широкими лопастями и рядом других изменений) как бы завершал большой цикл работ ОКБ по высотному самолету и представлял собой наиболее совершенный образец высотного истребителя-перехватчика семейства «Як». Было построено несколько десятков Як-9ПД.

Наряду с А. С. Яковлевым высотные варианты истребителей разрабатывали С. А. Лавочкин (Ла-5, мотор которого оборудовался нагнетателем Трескина) и П. О. Сухой (Су-3, созданный на базе предвоенного Су-1). Эти самолеты были построены и проходили летные испытания. Но работы по ним затянулись из-за сложностей доводки силовых установок и не привели к определенным результатам. Требовал серьезных доработок и высотный вариант Пе-2 с М-105ПД, оборудованный гермокабиной, разработанной А. И. Путиловым (Пе-2ВИ).

В отличие от конструкторов, которые в соответствии с заданием за основу при проектировании высотного истребителя приняли серийные самолеты, в ОКБ А. И. Микояна разработали ряд оригинальных машин.

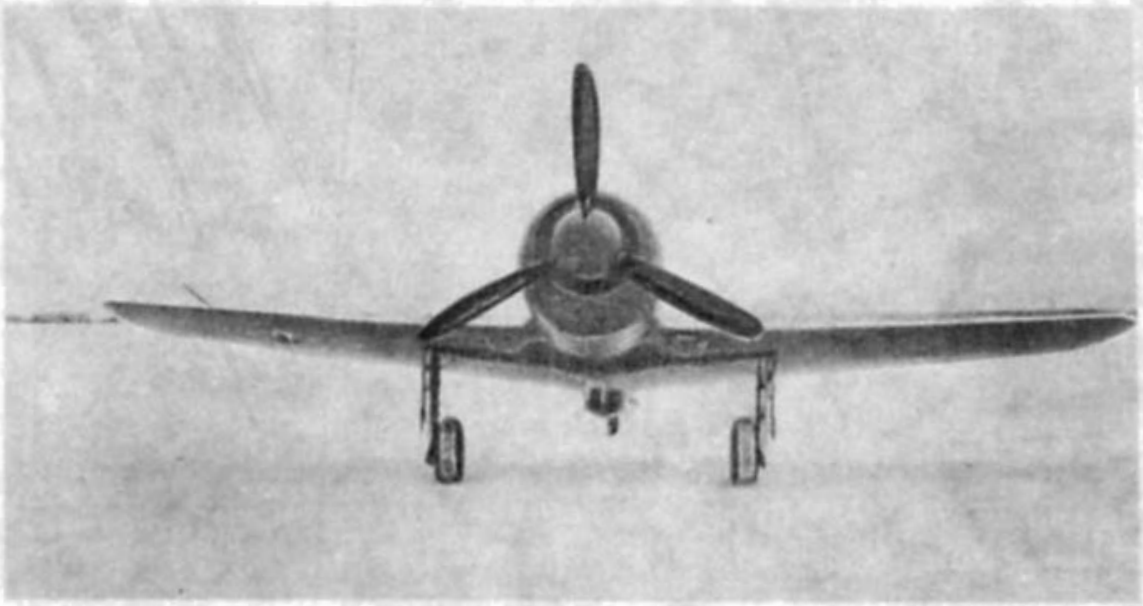


Высотный истребитель И-224

По своим параметрам и мотору они изначально рассчитывались на достижение больших высот. И-221, И-222, И-224, построенные в 1943 — 1944 гг., обладали совершенной аэродинамикой и мощной силовой установкой (высотный АМ-39 с двумя турбокомпрессорами). Эти высотные истребители имели не только большой потолок и высокие скорости полета в стратосфере, но и, в отличие от всех других советских одномоторных машин такого назначения, обладали мощным пушечным вооружением. Кроме того, на И-222 и И-224 устанавливалась герметичная кабина летчика вентиляционного типа (на самолетах «Як», «Ла», «Су» гермокабин не было). Опыт разработки таких кабин вскоре очень пригодился ОКБ А. И. Микояна при проектировании уже реактивных истребителей. Высотные самолеты «МиГ» имели выдающиеся на то время летные данные. Так, И-224 достиг высоты 14 100 м и показал скорость 693 км/ч, его вооружение составляли две пушки калибра 20 мм.

В связи с прекращением высотных разведывательных полетов немецких самолетов актуальность работ по стратосферным истребителям уменьшилась и деятельность конструкторских бюро была направлена на создание перспективных истребителей с меньшей высотностью. В их создании использовались последние достижения в области аэродинамики и моторостроения.

В завершающий период Великой Отечественной войны в ОКБ С. А. Лавочкина опытные работы по перспективному истребителю осуществлялись на базе серийного Ла-7. Известные выгоды в деле улучшения летных характеристик обещал новый мотор воздушного охлаждения АШ-83, имевший боевой режим работы и обладавший большей высотностью в сравнении с АШ-82ФН. Одновременно с этим разработанные в ЦАГИ к 1944 г. новые ламинарные профили, имеющие пониженное аэродинамическое сопротивление, и выработанные принципы компоновки крыльев с такими профилями открывали определенные перспективы увеличения максимальной скорости полета. ОКБ, последовательно используя новые возможности, спроектировало в 1944 г. два опытных истребителя.



Опытный истребитель «120» с мотором АШ-83

В августе 1944 г. на летных испытаниях опытный вариант Ла-7 с АШ-83 показал скорость 701 км/ч (на номинальном режиме работы мотора). В том же году был создан самолет «120» с АШ-83, являвшийся дальнейшим развитием Ла-7. Этот истребитель имел улучшенную конструкцию с более широким применением металла (по сравнению с Ла-7 вес конструкции уменьшился на 150 кгс), усиленное вооружение, состоявшее из двух новых пушек НС-23 (вес секундного залпа увеличился с 1,65 кгс у Ла-7 до 3,00 кгс у «120»), более просторной и удобной стала кабина. Но самое главное отличие, имевшее принципиальный характер, состояло в том, что на «120» впервые в СССР было установлено ламинарное крыло. Испытания начались в январе 1945 г., а в июле «120» достиг скорости 725 км/ч, то есть на 24 км/ч больше, чем Ла-7 с АШ-83 на той же высоте. Такой прирост скорости, обусловленный лучшей аэродинамикой, равносилен увеличению мощности мотора на 10,6% (примерно на 170 л. с.). Использование 10-минутного боевого режима работы двигателя позволяло дополнительно улучшить летные характеристики, но из-за недоведенности мотора во время летных испытаний этот режим не использовался.

Серийно самолет «120» не строился (АШ-83 не стал массовым мотором), но новое крыло, доказав свою эффективность, получило путевку в жизнь. Крылья, скомпонованные из ламинарных профилей ЦАГИ, применялись на последующих поршневых истребителях С. А. Лавочкина, выпускавшихся после войны.

В конце 1944 — начале 1945 г. в ОКБ А. С. Яковлева последовательно создавались два варианта хорошо зарекомендовавшего себя истребителя Як-3. Улучшение летных данных планировалось получить за счет использования более мощных двигателей: нового опытного ВК-108, разработанного на базе ВК-107 и имевшего мощность 1800 л. с., и серийного АШ-82ФН. Первый, по существу экспериментальный, вариант с ВК-108 показал на летных испытаниях в декабре 1944 г. самую большую в СССР скорость полета среди самолетов с поршневыми моторами — 745 км/ч. Но недоведенность двигателя предопределила судьбу этого самолета — был построен лишь один опытный экземпляр.

Як-3У (вариант с мотором АШ-82ФН) был максимально облегчен

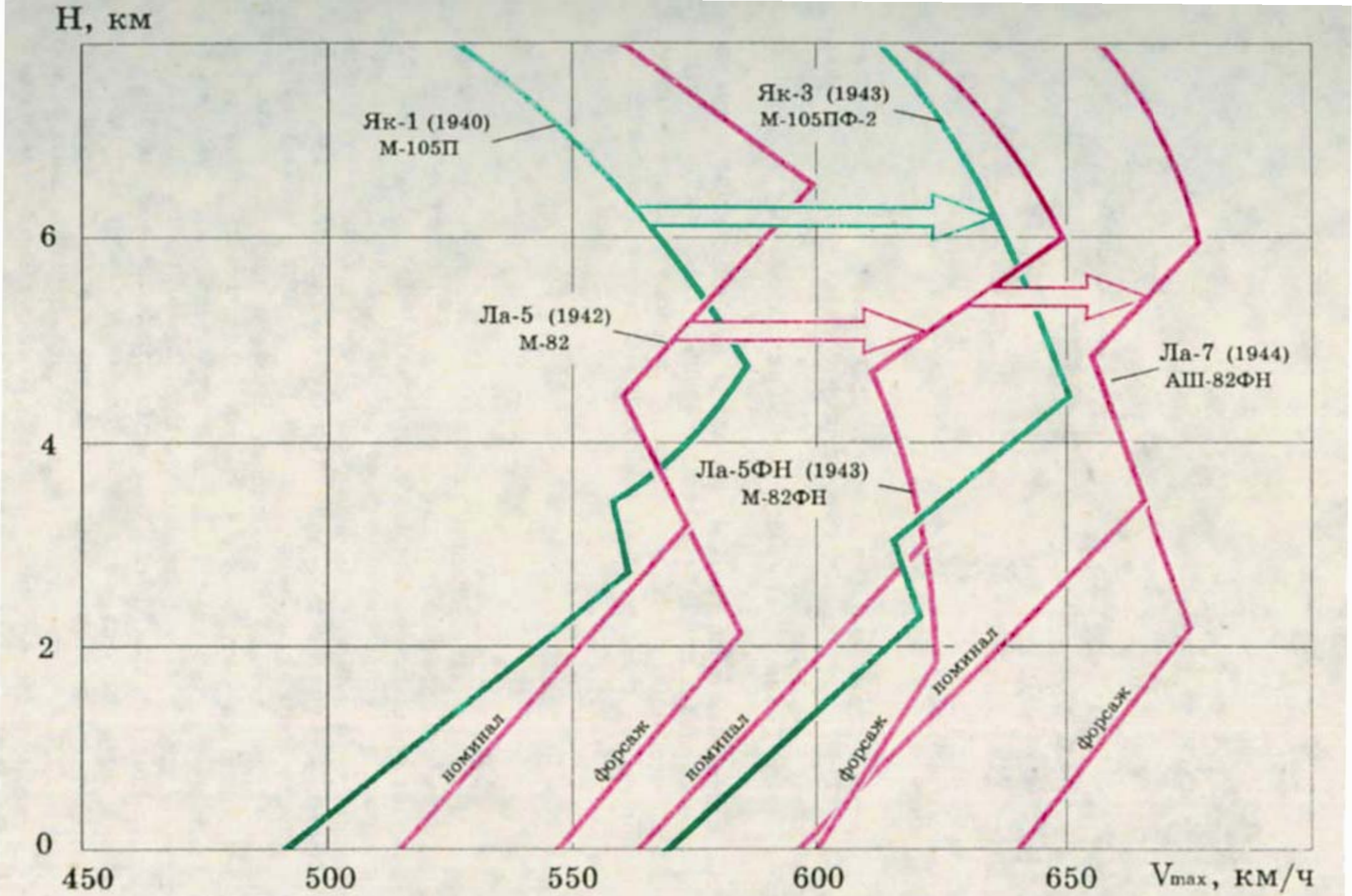
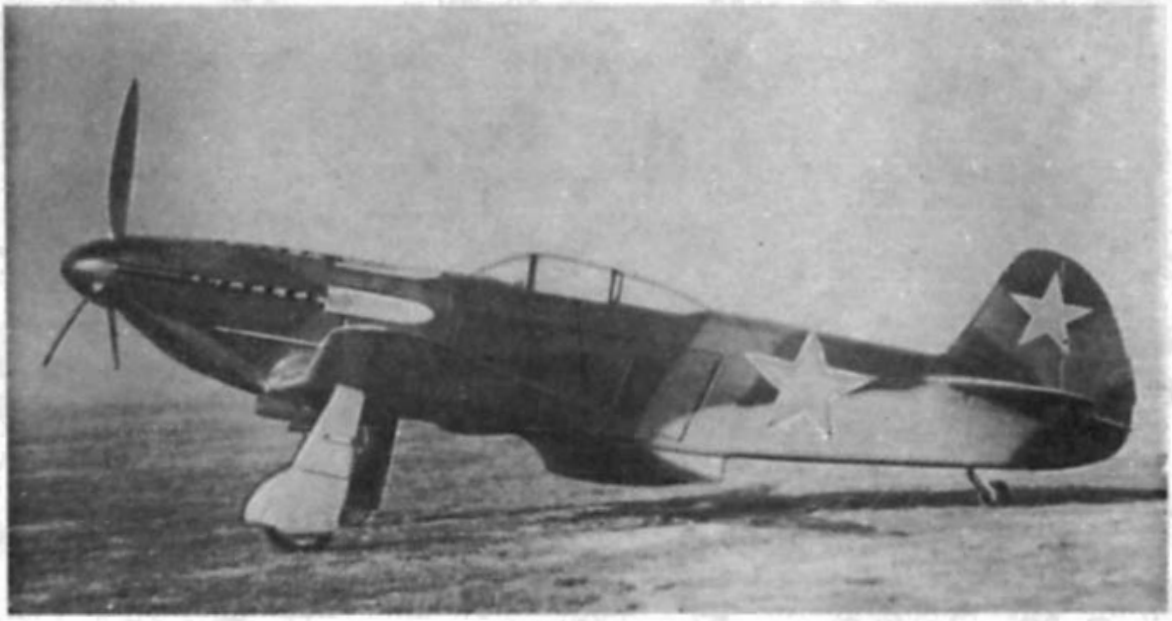


Рис. 7. Улучшение скоростных характеристик истребителей ЛА и Як в период войны (по результатам испытаний опытных образцов)



Опытный вариант истребителя Як-3 с мотором ВК-108

и обладал не только высокой скоростью и прекрасной маневренностью, но и самой лучшей среди советских истребителей скороподъемностью. Испытания этого самолета завершились уже после войны, когда потребность в такой машине снизилась. Приближалась эра реактивной авиации.

Опытные работы в области истребительной авиации, проводившиеся во время войны, дали целый ряд оригинальных конструкций боевых машин (здесь рассказано лишь об основных) и способствовали уверенному движению советской конструкторской школы по пути технического прогресса.

* *
*

Таковы основные направления развития советской истребительной авиации в период Великой Отечественной войны. Поскольку истребительная авиация являлась основной силой, призванной обеспечить господство в воздухе, то повышение ее мощи как в количественном, так и в качественном отношении являлось одной из главных задач советского самолетостроения в тот период. Наряду со значительным увеличением выпуска боевых машин усилиями ведущих ОКБ и НИИ обеспечивалось качественное совершенствование самолетов на основе серийно выпускавшихся образцов (рис. 7). На завершающем этапе войны советские истребители по главным летным характеристикам уже имели превосходство над основными серийными самолетами противника. В сочетании с количественным превосходством истребительной авиации и обретенным в боях летным и тактическим мастерством летчиков это обеспечило советской авиации полное господство в воздухе. Военно-Воздушные Силы СССР располагали целым рядом первоклассных истребителей, способных эффективно решать разнообразные тактические задачи. В годы Великой Отечественной войны советская истребительная авиация была самым многочисленным родом авиации. Она совершила в общей сложности 1,5 млн. самолето-вылетов и уничтожила в воздушных боях более 44 000 самолетов противника, что составило 57% общего числа потерь Люфтваффе на советско-германском фронте [2, с. 3].

ЛИТЕРАТУРА

1. Скоморохов Н. М., Чернецкий В. Н. Тактика в боевых примерах. — М.: Воениздат, 1985, с. 152, 127.

2. Масленников Ю. И. Тактика в боевых примерах. Эскадрилья — экипаж. — М.: Воениздат, 1985, с. 8.

3. Симонов К. Собр. соч. — М.: Художественная литература, 1982, т. 8, с. 54, с ссылкой на сводку ВВС Западного фронта от 21 июля 1941 г.

4. Покрышкин А. И. Небо войны. — М.: Воениздат, 1966, с. 17.

5. Покрышкин А. И. Познать себя в бою. — ДОСААФ, 1986, с. 323.

6. Яковлев А. С. Цель жизни. — М.: Политиздат, 1974, с. 288.

7. Руденко С. И. Крылья победы. — М.: Международные отношения, 1986, с. 109.

8. Шумихин В. С. и др. Деятельность коммунистической партии по укреплению Военно-Воздушных Сил в годы Великой Отечественной войны. — ВВИА им. проф. Жуковского, 1970, с. 59.

9. Развитие авиационной науки и техники в СССР. — М.: Наука, 1980, с. 446.

10. Пышнов В. С. Самолеты Великой Отечественной войны. — Авиация и космонавтика, 1967, № 10, с. 20.

11. Лукашин В. И. Против общего врага. — М.: Воениздат, 1976, с. 175, 176.

12. Виноградов Р. И., Минаев А. В. Самолеты СССР. — М.: Воениздат, 1961, с. 243.

13, Федоров А. Г. Авиация в битве над Москвой. — М.: Наука, 1971, с. 52.

14. Отчет о летных испытаниях турбокомпрессора ТК-300Б на самолете И-225 с мотором АМ-42Б. — Материалы научно-мемориального музея Н. Е. Жуковского.

Глава 4 СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ШТУРМОВИКОВ И БОМБАРДИРОВЩИКОВ В ПЕРИОД ВЕЛИКОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ВОЙНЫ

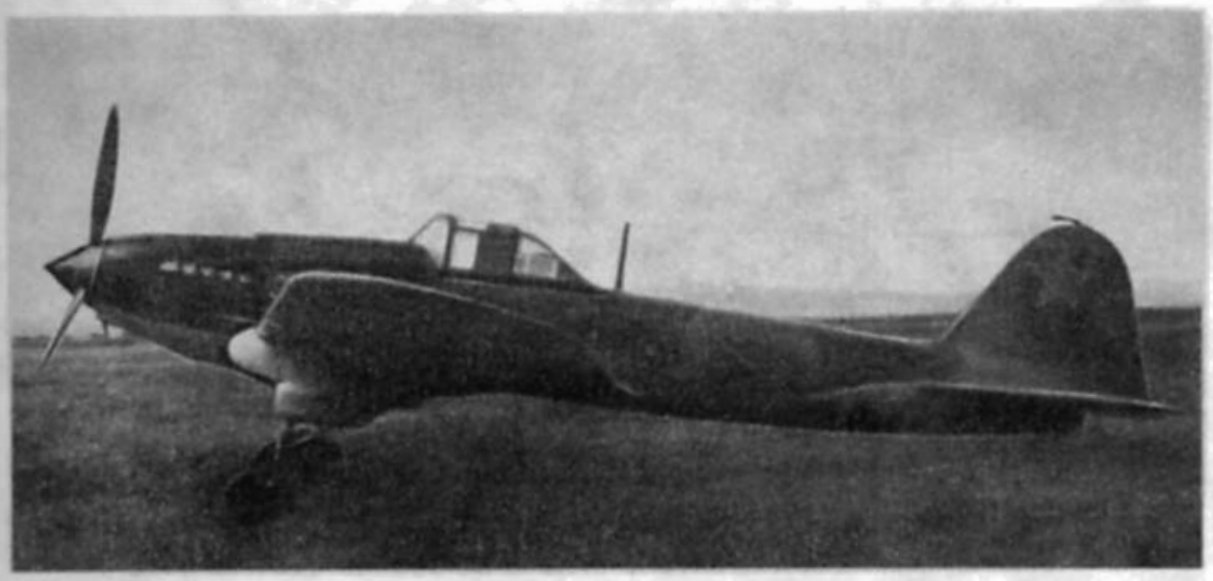
ШТУРМОВИКИ

Штурмовая авиация как вид военно-воздушных сил появилась в СССР еще в 30-х годах, однако по своему значению она тогда не могла равняться с истребителями и бомбардировщиками. Своему как бы второму рождению она обязана созданному в предвоенные годы бронированному штурмовику Ил-2, который стал основным и единственным (до 1944 г.) типом самолета такого класса, состоявшим на вооружении авиационных частей. Опыт использования Ил-2 в военных действиях показал, что этот самолет способен выполнять широкий круг боевых задач. В «Наставлениях (1944 г.) по боевым действиям штурмовой авиации», вобравших в себя богатый опыт первых двух периодов Великой Отечественной войны, отмечалось [1], что основным назначением штурмовой авиации является непосредственная авиационная поддержка сухопутных войск на поле боя и в тактической глубине обороны противника. Ее основные задачи: подавление и уничтожение танков, артиллерии, минометов, других технических средств и живой силы противника на поле боя; противодействие подходу к полю боя тактических и оперативных резервов противника; уничтожение и разрушение органов управления, средств связи и полевых складов; нарушение железнодорожных, автомобильных, воздушных и водных перевозок противника; подавление и уничтожение авиации противника на аэродромах и активная борьба с его транспортной и бомбардировочной авиацией в воздухе; уничтожение боевых и транспортных судов морского и речного флота; воздушная разведка в интересах авиационного и общевойскового командования [2].

К началу войны новых бронированных штурмовиков было еще очень мало. В ВВС западных военных округов на Ил-2 частично переучился летный состав только трех полков [2, с. 76].

Появление штурмовиков Ил-2 на фронтах Великой Отечественной войны явилось полной неожиданностью для противника. Несмотря на то что тактика использования штурмовиков еще не была отработана в военных действиях, они наносили серьезные потери армии противника и оказывали деморализующее действие на врагов, прозвавших вскоре Ил-2 «черной смертью». С большим успехом подразделения Ил-2 действовали против бронетанковых и мотомеханизированных частей противника, помогая наземным войскам в местах обороны, слабо насыщенной средствами борьбы с танками. В условиях быстро меняющейся ситуации на фронте это имело большое значение.

Вооружение Ил-2 состояло из двух пушек ШВАК или ВЯ (с лета 1941 г. Ил-2 выпускались с обоими типами пушек), двух пулеметов ШКАС, комплекта из восьми реактивных снарядов и 400 — 600 кг бомб калибра до 250 кг. Практика боевой работы Ил-2 в первые дни войны



Одноместный бронированный штурмовик Ил-2 с мотором АМ-38

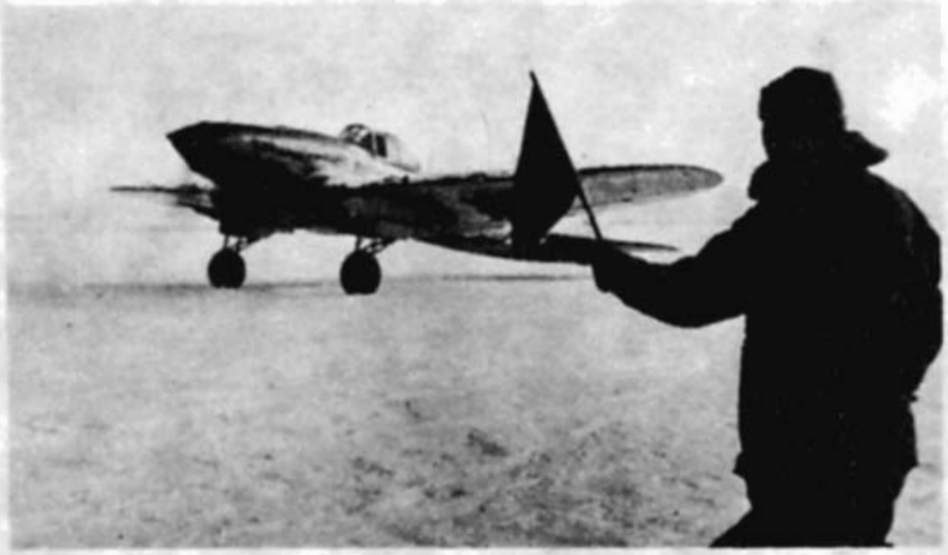
показала, что при условии удачного выхода на цель боекомплектом реактивных снарядов с дистанции 300 — 400 м поражались один-два танка противника. Столько же танков могло быть уничтожено с дистанции 600 — 1000 м боекомплектом пушек ШВАК или ВЯ. Кроме того, танки и другая боевая техника эффективно поражались также и бомбами различного калибра, которые Ил-2 мог нести как на внешней, так и на внутренней подвеске. Пулеметы ШКАС применялись для массового поражения пехоты и колонн войск. Таким образом, как показала боевая практика, состав оружия обеспечивал поражение самых различных целей.

Большая эффективность боевого использования Ил-2, несмотря на сильное противодействие противника, обусловливалась не только мощным и разнообразным вооружением, но и его высокой живучестью, которая обеспечивалась бронированием и рационально спроектированной конструкцией. Массовому применению Ил-2 способствовала также простота его освоения летным и техническим составом.

Осенью — зимой 1941 г. из-за эвакуации ряда авиационных заводов возникли значительные трудности в снабжении фронта самолетами Ил-2. В то же время Ставка Верховного Главнокомандования придавала очень большое значение этому штурмовику, который оказался незаменимым оружием для сдерживания наступления армий противника.

В условиях военного времени от самолетостроителей требовалось обеспечить максимально возможный темп выпуска Ил-2. В этой связи большое значение приобрели работы по уменьшению трудозатрат на его изготовление и по совершенствованию технологии. В результате этих работ трудоемкость производства одного штурмовика снизилась к 1943 г. на 38%.

Боевое применение Ил-2 в период войны выявило и крупный его недостаток, приводивший к большим потерям, — уязвимость от огня истребителей противника, атаковавших штурмовик с задней, незащищенной полусферы. Необходимость во втором члене экипажа для защиты штурмовика сзади стала очевидной. На это неоднократно указывалось летным составом. Но вносить изменения в процесс производства в трудный период эвакуации было невозможно. Когда завершилась эвакуация и заводы стали выпускать большое число Ил-2, в КБ С. В. Ильюшина был разработан его двухместный вариант, который вышел на летные испытания в марте 1942 г. На этом самолете за



Ил-2 в одноместном варианте на фронте

кабиной летчика была размещена частично бронированная кабина стрелка с крупнокалиберным пулеметом УБ. В октябре 1942 г. двухместные Ил-2 с мотором АМ-38 впервые стали применять на фронте. Их боевые действия показали, что потери штурмовиков от истребителей противника значительно сократились. Более того, стрелки часто сбивали самолеты, атаковавшие Ил-2 сзади. Так, во время войсковых испытаний двухместных Ил-2 шестнадцать штурмовиков в 64 боевых вылетах провели восемь воздушных боев, в которых сбили семь истребителей Ме-109. Потери же Ил-2 от огня истребителей составили три самолета. С 1943 г. авиационная промышленность перешла на выпуск только двухместных Ил-2 [2, с. 79].

Наряду с очевидным положительным эффектом модификация Ил-2 из одноместного в двухместный имела некоторые отрицательные стороны. Двухместный вариант по сравнению с одноместным имел больший вес и большее аэродинамическое сопротивление, что снизило его летные данные. Кроме того, из-за смещения центра тяжести назад при введении второго члена экипажа ухудшилась продольная статическая устойчивость. С постепенным осуществлением ряда мероприятий удалось ликвидировать или свести к минимуму эти недостатки. В КБ А. А. Микулина в конце 1942 г. закончились работы по форсированию мотора АМ-38. Взлетная мощность нового мотора АМ-38Ф у земли увеличилась на 85 л. с. На номинале мощность не изменилась. Установка этого мотора на серийные Ил-2 позволила существенно сократить длину разбега и взлетную дистанцию. С реализацией ряда рекомендаций ЦАГИ по системе управления улучшилась продольная устойчивость Ил-2. Дальнейшее ее улучшение было достигнуто в конце 1943 г., когда крылу самолета придали небольшую стреловидность.

Постоянное повышение эффективности использования Ил-2 в ходе войны в значительной степени обусловливалось непрерывным совершенствованием его вооружения. В 1943 г. на Ил-2 стали устанавливать под крылом две пушки НС-37 калибра 37 мм, что существенно повысило его огневую мощь. Впервые Ил-2, вооруженные этими пушками, были применены уже в ходе Курской битвы летом 1943 г. Правда, при стрельбе из-за большой отдачи увеличивалось рассеивание снарядов, что снижало эффективность применения Ил-2 с НС-37. Поэтому от такого варианта вооружения все-таки пришлось отказаться.



Двухместный бронированный штурмовик Ил-2 с мотором АМ-38Ф

Значительному увеличению боевых возможностей Ил-2 в борьбе против танков и другой техники противника способствовало создание кумулятивных бомб ПТАБ различного калибра, пробивавших броню толщиной 60 — 70 мм. При сбросе 192 бомб одним штурмовиком с высоты 75 — 100 м уничтожались практически все танки в полосе 15 × 75 м. С 1943 г. ПТАБы постоянно использовались советской штурмовой авиацией и наносили существенный урон противнику. Например, только за один летный день 1943 г. летчики 291-й штурмовой авиадивизии, применяя ПТАБы, уничтожили 30 вражеских танков [3]. Большую роль в увеличении огневой мощи штурмовиков при атаке наземных целей играли также реактивные снаряды М-8 и М-13, принятые на вооружение в 1942 г.

Об эффективности использования штурмовиков можно судить, например, по донесению секретаря ЦК Компартии Белоруссии представителю Ставки Верховного Главнокомандования в июле 1944 года: «На днях мы обнаружили и осмотрели в лесах юго-восточнее Минска огромнейший укрепленный лагерь немцев, полностью уничтоженный нашей штурмовой авиацией. Этот район оставляет потрясающее впечатление по масштабам разгрома и по демонстрации мощи нашего воздушного флота...

Укрепленный лагерь обнаружила и уничтожила наша штурмовая авиация, конкретно штурмовая Сталинградская Краснознаменная дивизия. В лагере в момент осмотра еще лежало более 5 тысяч трупов немецких солдат и офицеров, сожженных и убитых, более 5 тысяч машин, большое количество боеприпасов... Сотни немцев лежат под завалами бункеров. Весь лагерь представляет картину грандиозного побоища врага и его техники» [4].

По своим боевым качествам штурмовик Ил-2 являлся в грозные годы фашистского нашествия отличной системой оружия, в которой оптимальным образом сочетались летные характеристики, вооружение и живучесть. Одновременно он стал и замечательным тактическим открытием. Авиационные соединения бронированных штурмовиков значительно увеличили ударную мощь советской фронтовой авиации и сыграли важную роль в деле разгрома немецко-фашистских войск.

В годы Великой Отечественной войны штурмовик Ил-2 выполнял

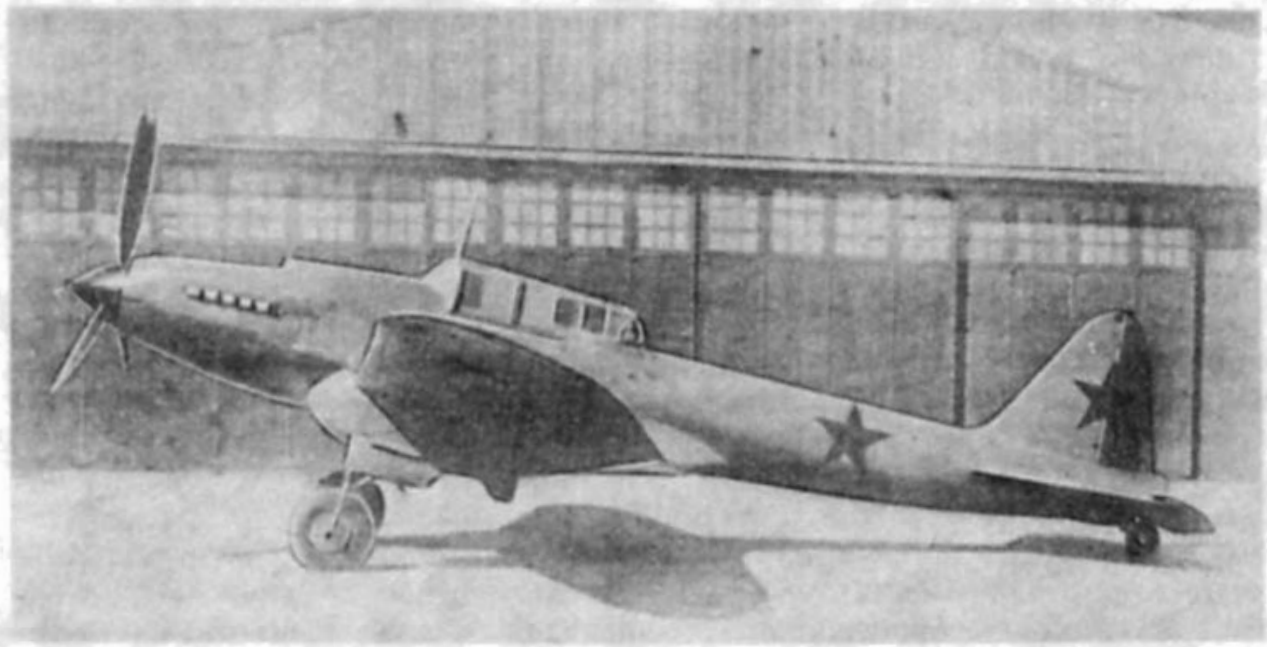
самые разнообразные тактические задачи и в этом смысле являлся многоцелевым самолетом.

В дальнейшем развитие бронированного штурмовика осуществлялось на более высоком научно-техническом уровне и в условиях повышенных требований к боевой эффективности. Если в ходе разработки и создания Ил-2 конструкторы основывались на предварительно разработанной тактике его применения, то создание новых штурмовиков осуществлялось уже на основе богатого опыта боевых действий.

Повышение боевой эффективности перспективных бронированных штурмовиков, проектировавшихся в КБ С. В. Ильюшина, шло в двух направлениях: 1) усиление по сравнению с Ил-2 бомбового вооружения (при сохранении пулеметно-пушечного), дальнейшее увеличение живучести; 2) резкое улучшение летных данных при сохранении артиллерийско-стрелкового и бомбового вооружения, а также эффективной броневой защиты.

Первое направление сводилось к усилению главным образом бомбардировочных свойств и приближало самолет к тяжелому штурмовику. Реализация указанных выше мероприятий привела к увеличению веса нового штурмовика Ил-8 и увеличению размеров его фюзеляжа и оперения. На тяжелом штурмовике Ил-8 был установлен новый мотор АМ-42 с взлетной мощностью 2000 л. с., то есть на 250 л. с. большей, чем у АМ-38Ф. Была улучшена аэродинамика, а максимальная бомбовая нагрузка увеличилась с 600 до 1000 кг.

Ил-8 вышел на испытания в мае 1943 г., но доводка его сильно затянулась. Только в феврале 1944 г. Ил-8 передали на государственные испытания, после которых он был рекомендован в серию как штурмовик-бомбардировщик и разведчик-корректировщик. По основным летно-техническим данным Ил-8 заметно превосходил Ил-2 (табл. 1, рис. 1). Однако в серию Ил-8 не пошел. Было решено путем улучшения аэродинамики повысить его основные летные характеристики. Если первый Ил-8 был выполнен с максимальным использованием компоновочных и конструктивных решений, реализованных на Ил-2 (с целью быстрейшего запуска в серию), то второй вариант Ил-8 создавался с учетом опыта проектирования и постройки нового скоростного штурмовика Ил-10



Опытный бронированный штурмовик Ил-8 с мотором АМ-42 (первый экземпляр)

(о нем речь впереди). Этот вариант Ил-8 был разработан в конце 1944 г., и его государственные испытания проходили уже после окончания войны. КБ С. В. Ильюшина продолжало работы по перспективному тяжелому штурмовику и в послевоенный период.

Созданный в 1944 г. скоростной и маневренный бронированный штурмовик Ил-10 наиболее полно воплощал в себе второе направление развития самолетов этого класса. При его проектировании очень большое внимание уделялось аэродинамическому совершенству компоновки. Благодаря уменьшению размеров самолета, улучшению внешних обводов бронекоробки и всего самолета, а также снижению аэродинамических потерь, приходящихся на системы охлаждения, лобовое сопротивление Ил-10 было намного меньше, чем у Ил-2. Одновременно на основании большого опыта боевой эксплуатации Ил-2 удалось при сохранении неизменной живучести самолета уменьшить вес бронезащиты. Использование более мощного мотора АМ-42 наряду с реализацией указанных выше мероприятий позволило значительно улучшить скоростные и маневренные характеристики Ил-10. На государственных испытаниях в мае 1944 г. этот штурмовик показал скорость 551 км/ч, то есть примерно на 150 км/ч больше, чем двухместный Ил-2 с мотором АМ-38Ф. Самолет Ил-10 обладал хорошими характеристиками устойчивости, управляемости и маневренности, что в сочетании с большой скоростью полета, мощным вооружением и высокой живучестью обеспечивало ему заметное преимущество не только по сравнению с Ил-2, но и со всеми другими советскими и зарубежными штурмовиками. Если сопровождение штурмовиков Ил-2 истребителями считалось обязательным, то Ил-10 зачастую не нуждался в них [5]. Более того, по комплексу боевых данных Ил-10 на небольших высотах мог вести активный воздушный бой с некоторыми типами истребителей противника, например с FW-190A. Со второй половины 1944 г. Ил-10 уже выпускался серийно. К 1 мая 1945 г. действующей армии было передано 630 этих штурмовиков, но лишь нескольким авиационным полкам, имевшим его на вооружении, довелось принять участие в боевых действиях завершающего периода Великой Отечественной войны. Штурмовик Ил-10 и его послевоенная модификация Ил-10М состояли на вооружении советской штурмовой авиации до начала 60-х годов, когда им на смену пришли уже реактивные самолеты.



Бронированный штурмовик Ил-10 с мотором АМ-42

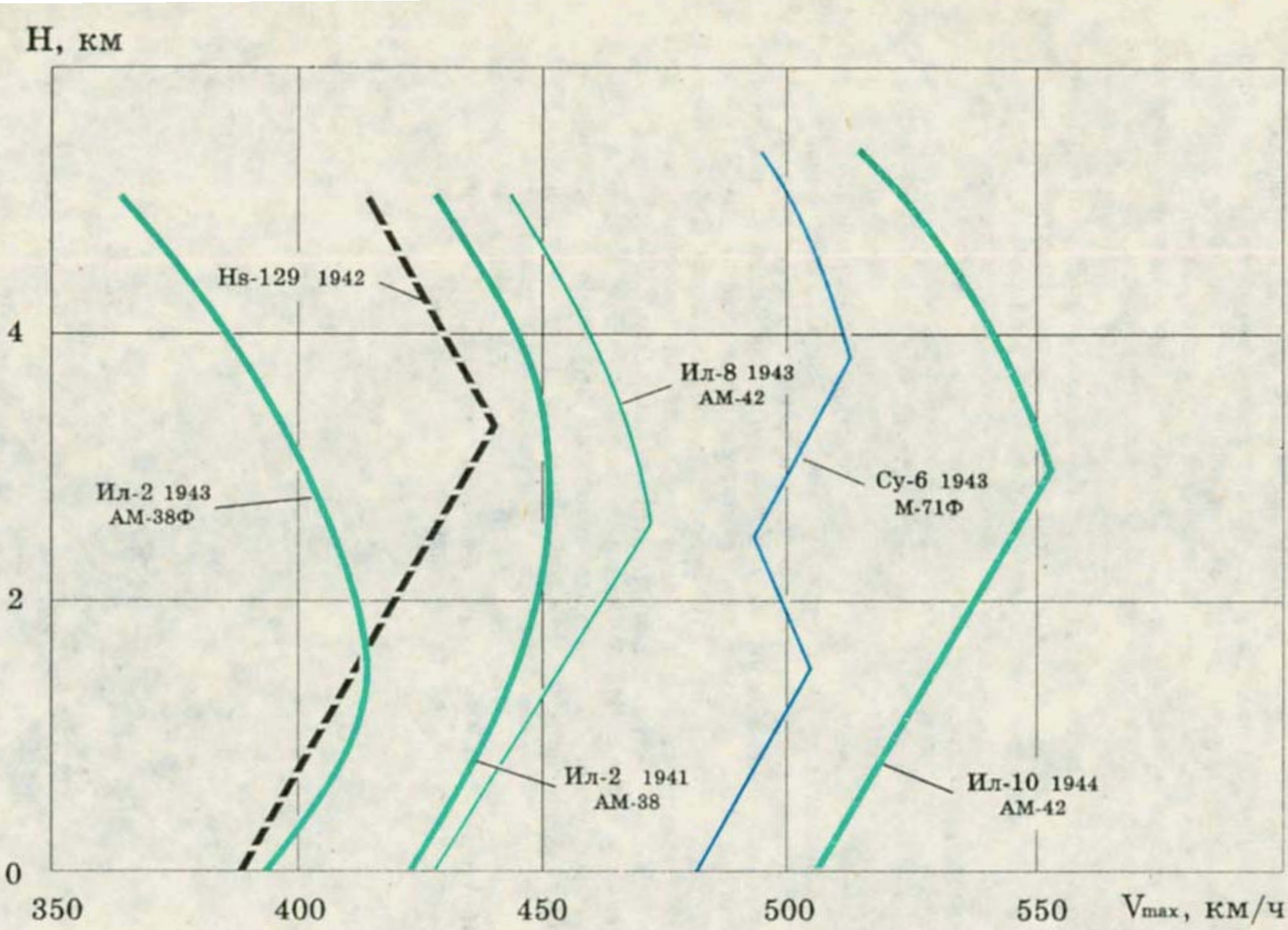


Рис. 1. Высотно-скоростные характеристики серийных и опытных бронированных штурмовиков (1941 — 1945 гг.)

Таблица 1

Самолет (год выпуска)	Экипаж, чел.	Мотор	Взлетная мощность, л.с.	Взлетный вес, кгс: нормальный / максимальный	Площадь крыла, м²	Максимальная скорость, км/ч: у земли	Максимальная скорость, км/ч: на высоте, м	Дальность полета, км	Посадочная скорость, км/ч	Бомбовая нагрузка, кгс: нормальная / максимальная	Вооружение: число стволов × калибр: пушки	пулеметы	реактивные снаряды	оборонительное вооружение
Серийные самолеты														
Ил-2 (1941)	1	АМ-38	1665	5340 / 5536	38,5	423	451 / 2500	600	132	400 / 600	2 × 20	2 × 7,62	8РС-82 или 8РС-132	–
Ил-2 (1943)	2	АМ-38Ф	1750	6160 / 6360	38,5	392	416 / 1400	600	136	– / 200	2 × 37	2 × 7,62	–	1 × 12,7
										400 / 600	2 × 23	2 × 7,62	4РС-82	
Hs-129B (1943)	1	2×«Гном Рон» 14М	2 × 760	5150	29,25	385	440 / 3350	830	–	– / 100	2 × 15 1 × 30	2 × 7,92	–	–
										100 / 350	2 × 15	2 × 7,92	–	
Ил-10 (1944)	2	АМ-42	2000	6300 / 6500	30,0	507	551 / 2800	800	148	400 / 600	2 × 23	2 × 7,62	4РС-132	1 × 12,7 АГ-2
Опытные самолеты														
Су-6 (1943)	2	М-71Ф	2200	5534 / 5734	26,0	480	514 / 3850	970	146	– / 200	2 × 37	2 × 7,62	–	1 × 12,7
Ил-8 (1943)	2	АМ-42	2000	7260 / 7650	39,0	428	472 / 2500	1180	132	600 / 1000	2 × 23	2 × 7,62	–	1 × 12,7



Немецкий пикирующий бомбардировщик и самолет поля боя Ju-87

Несмотря на увеличивавшийся выпуск Ил-10, основным штурмовиком советских ВВС до конца боевых действий оставался Ил-2. За годы войны авиапромышленность изготовила 36 163 самолета Ил-2, то есть около одной трети всех выпущенных самолетов различного назначения. Ни в одной стране мира в то время не было создано подобного самолета. В армиях союзников для выполнения штурмовых задач использовались самолеты обычных типов с усиленным вооружением. Но по эффективности использования в условиях сильного противодействия противника они уступали Ил-2 и Ил-10, так как отсутствие необходимой бронезащиты делало их весьма уязвимыми от огня противника. Гитлеровцы в качестве штурмовика пытались использовать самолет Ju-87. Но он не имел достаточной броневой защиты и обладал низкими летными качествами. Этот самолет был хорош лишь в местах, слабо защищенных зенитными средствами ПВО и в условиях отсутствия истребителей, прикрывавших наземные войска. На советско-германском фронте Ju-87 несли большие потери, и поэтому их перестали применять в качестве штурмовиков для атак сильно защищенных объектов. В ходе войны немцами применялся и двухмоторный штурмовик Хеншель-129 (Hs-129) — одноместный самолет, обладавший сильным наступательным артиллерийским вооружением, но имевший слабую бронезащиту, надежно предохранявшую только летчика. Кроме того, отсутствие стрелка делало его практически беззащитным перед атаковавшими его истребителями. В силу этих недостатков эффективность применения Hs-129 была невысокой, и он, как правило, уничтожался советской истребительной авиацией. Этих самолетов было выпущено сравнительно немного — всего 869 машин.

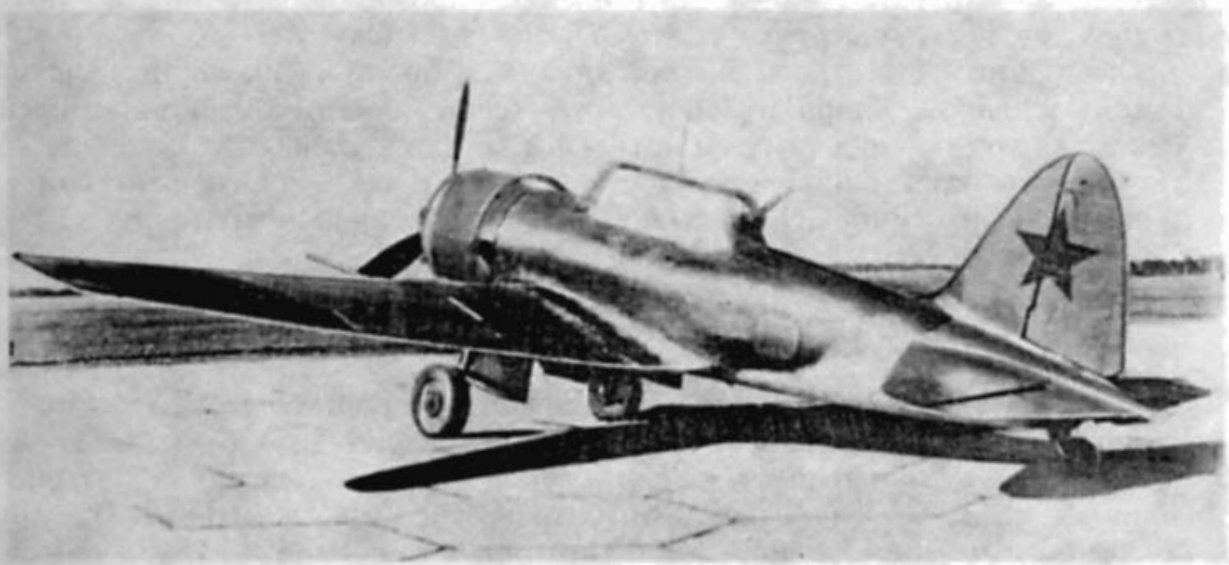
Таким образом, советский бронированный штурмовик Ил-2 был уникальным образцом в мировом самолетостроении. В то же время в советском самолетостроении Ил-2 не был исключением.

Значительных успехов в создании бронированных штурмовиков добился конструкторский коллектив под руководством П. О. Сухого. В конце 1941 г. был построен одноместный бронированный штурмовик Су-6 с новым мощным и перспективным мотором воздушного охлаждения М-71, созданным в КБ А. Д. Швецова. При сходном с Ил-2 составе вооружения штурмовик Су-6 имел меньшие габариты и вес, что обусловило значительно лучшие летные данные.



Немецкий двухмоторный штурмовик Hs-129

В 1942 г. с учетом опыта использования штурмовиков на фронте был построен двухместный вариант Су-6, оснащенный форсированным мотором М-71Ф большей мощности. На этом самолете вся передняя часть фюзеляжа за капотом мотора была выполнена целиком из брони. Считалось, что, поскольку мотор воздушного охлаждения обладает большей живучестью, чем мотор жидкостного охлаждения, он не нуждается в бронезащите. Благодаря этому удалось снизить вес. Вооружение этого варианта Су-6 было очень мощным: две пушки НС-37, два пулемета ШКАС, а у стрелка — пулемет УБТ, бомб до 200 кг, т. е. оно оказалось практически равноценным вооружению Ил-2 в варианте с пушками НС-37. На государственных испытаниях летом 1943 г. штурмовик Су-6 с мотором М-71Ф показал отличные летные данные (см. табл. 1, рис. 1). Его скорость у земли на 100 км/ч превышала скорость Ил-2, лучше были и остальные летные характеристики. Летчики-испытатели отмечали, что по максимальным скоростям, скороподъемности и дальности самолет Су-6 значительно превосходит находившийся на вооружении Ил-2. Су-6 рекомендовали в серийное производство, причем отмечалось, что по комплексу летных данных этот самолет кроме выполнения штурмовых задач может применяться и для борьбы с бомбардировщиками. Но в серию Су-6 внедрить не удалось. Ил-2 успешно



Опытный бронированный двухместный штурмовик Су-6 с мотором М-71Ф



Опытный бронированный штурмовик Су-8 с моторами М-71Ф

выполняли поставленные задачи, а организовывать выпуск штурмовика другого типа и нового мотора к нему в 1943 г. сочли невозможным.

В 1942 г. в КБ П. О. Сухого проектировался дальний двухместный бронированный штурмовик Су-8 с двумя моторами М-71Ф, предназначавшийся для обеспечения наступательных операций наземных войск, действовавших на больших удалениях от аэродромов и для разрушения тыловых коммуникаций противника. Броня общим весом 1680 кгс защищала от огня крупнокалиберного оружия экипаж, моторы, бензо- и маслобаки. Вооружение Су-8 было необычайно мощным: четыре пушки НС-45 (калибр 45 мм), восемь пулеметов ШКАС, 600 — 1400 кг бомб; для защиты самолета от атак истребителей у стрелка устанавливались пулеметы УБТ и ШКАС. По своим расчетным скоростным характеристикам Су-8 приближался к Ил-10, но его максимальная дальность была почти в два раза больше. По совокупности боевых возможностей Су-8 являлся сильнейшим штурмовиком своего времени. Но, как и Су-6, в серии он не строился, так как летные испытания его завершились в конце 1944 г., когда война шла у границ Германии, поражение ее было неизбежно и близко и надобность в дальнем штурмовике отпала. Да и мотор не был доведен до серии.

Большие успехи, достигнутые в СССР в создании бронированных штурмовиков, отражают не только высокий технический уровень советского самолетостроения, но и тактическую прозорливость авиационных конструкторов. По существу, в СССР впервые был создан новый вид военно-воздушных сил — штурмовая авиация. Бронированные штурмовики стали основной ударной силой фронтовой авиации, действовавшей по сухопутным и морским целям. Они стали главными самолетами ВВС для непосредственной поддержки сухопутных войск и действий в тактической и частично оперативной глубине обороны противника.

БОМБАРДИРОВЩИКИ

В период Великой Отечественной войны задачей советской бомбардировочной авиации являлось уничтожение различных объектов военного значения в прифронтовой зоне, оперативных и глубоких тылах противника, а также на морских театрах военных действий. Наряду со штурмовиками бомбардировщики являлись основной ударной силой советских ВВС. Ни одна крупная операция наземных армий не проводилась без тесного взаимодействия с авиационными бомбардировоч-

ными соединениями. Массированные бомбовые удары наносили огромный урон противнику в живой силе и технике, лишали его войска оперативной подвижности, резервов и удобных коммуникаций, что значительно облегчало советским войскам ведение боевых действий.

В соответствии с видом боевых задач бомбардировочная авиация подразделялась на фронтовую и авиацию дальнего действия (АДД).

ФРОНТОВЫЕ БОМБАРДИРОВЩИКИ

Эти самолеты наносили удары по войскам и объектам противника на расстоянии до 300 — 400 км от линии фронта, а также бомбили укрепления противника и наряду со штурмовиками разрушали передний край его обороны. Фронтовые бомбардировщики являлись наиболее массовым классом самолетов в советской бомбардировочной авиации.

В СССР до середины войны основным и единственным серийным фронтовым бомбардировщиком нового поколения являлся Пе-2. Этот самолет без наружной подвески бомб по своим скоростным данным в начале войны ненамного отличался от основного в то время немецкого истребителя Ме-109Е, и по этому показателю заметно превосходил немецкий бомбардировщик Юнкерс Ju-88 и фронтовые бомбардировщики ряда других стран. Такое свойство самолета оказалось исключительно ценным в начале войны, когда очень недоставало истребителей сопровождения. Благодаря большой скорости полета подразделения самолетов Пе-2 в тот период могли самостоятельно выполнять боевые задачи и успешно отражать атаки истребителей. Более того, без бомбового груза Пе-2 мог вести воздушный бой с некоторыми типами истребителей противника, например такими, как двухмоторный Ме-110, а также перехватывать и уничтожать бомбардировщики врага.

Бомбометание с пикирования как один из самых эффективных приемов уничтожения малоразмерных целей применялось в ходе войны многими воюющими странами. В СССР, например, в ходе боевых действий авиации в 1943 г. бомбометание с пикирования составляло 39%, а в 1945 г. — 49% [2, с. 25]. В таком использовании Пе-2 был очень хорош. Высокая устойчивость пикирования в сочетании с большой скоростью полета, хорошей для бомбардировщика маневренностью, обзором из кабины летчика и штурмана позволяли экипажам Пе-2 наносить неожиданные снайперские удары. Показательным для такого рода дей-



Пикирующий бомбардировщик Пе-2 с моторами М-105РА (1942 г.)

ствий Пе-2 является боевой эпизод по уничтожению в 1942 г. большого склада горючих и смазочных материалов. Этот склад, расположенный в глубоком и узком овраге, предназначался для снабжения топливом танковых соединений противника, рвавшихся к Волге. Для уничтожения склада, очень хорошо защищенного зенитными средствами, нашим командованием предполагалось нанести бомбовый удар силами трех авиационных полков. Выдающийся советский ас, впоследствии дважды Герой Советского Союза, мастер снайперского бомбометания И. С. Полбин предложил, используя элемент внезапности и высокую точность бомбардировки с пикирования, решить ту же задачу с помощью лишь двух Пе-2. Это предложение было принято. Экипажи Пе-2 под командованием И. С. Полбина и Л. В. Жолудева блестяще выполнили боевое задание и благополучно вернулись на свой аэродром. Более недели горел полностью уничтоженный склад противника [6].

Наряду с бомбометанием с пикирования применялся и традиционный способ бомбардировки с горизонтального полета. Как правило, такие бомбовые удары наносились группами самолетов. Но при любом виде бомбометания эффективность ударов фронтовых бомбардировщиков зависела в первую очередь от таких технических параметров самолетов, как максимальная бомбовая нагрузка и калибр бомб. Большое значение имели также дальность полета и обороноспособность. По этим данным Пе-2 уступал основному фронтовому пикирующему бомбардировщику противника Ju-88 (табл. 2). Боевая практика показала, что повышенная скорость полета, присущая Пе-2, хотя в немалой степени и способствовала более эффективному выполнению боевых заданий, повышая внезапность атаки и затрудняя перехват бомбардировщиков, но все же не относилась к определяющим успех критериям, так как в любом случае тяжело нагруженные машины значительно уступали в скорости истребителям. Поэтому для выполнения поставленных задач фронтовые бомбардировщики нуждались в надежном истребительном прикрытии и должны были иметь хорошее оборонительное вооружение.

Ряд недостатков Пе-2 был предопределен еще на этапе проектирования, когда в кратчайшие сроки необходимо было переделать высотный дальний истребитель в пикирующий бомбардировщик. Пе-2 сохранил большую скорость своего прототипа, но по сравнению с другими бомбардировщиками (СБ, Ар-2, Ju-88) имел небольшую бомбовую нагрузку и относительно небольшую дальность. Он обладал высокой посадочной скоростью и не вполне удовлетворительными характеристиками самой посадки, имел неважные пилотажные качества при остановке одного из моторов и большую «просадку» при выходе из пикирования. Практически все эти недостатки можно было устранить в процессе создания и доводки этого бомбардировщика. Необходимо было только время. Но напряженная международная обстановка в преддверии войны требовала срочной организации его серийного выпуска. Если бы это не сделали в 1940 — 1941 гг., то к началу войны советская авиация не имела бы на вооружении ни одного фронтового бомбардировщика нового поколения, а налаживать его производство уже в ходе войны было бы чрезвычайно сложно. Вносить же радикальные изменения в конструкцию в процессе массового производства самолета, тем более во время войны, без снижения темпа выпуска также было невозможно. В частности, по этой причине не пошли в большую серию такие опытные варианты, разработанные в ходе войны, как Пе-2 с крылом другого профиля, а также с более мощными моторами АШ-82.

Тем не менее война показала, что несмотря на некоторые слабые стороны пикирующий бомбардировщик Пе-2 оказался достаточно эффективным оружием. Поэтому темп его выпуска неуклонно возрастал, и

Таблица 2

Самолет (год выпуска)	Мотор	Мощность, л.с. взлетная / на расчетной высоте	Взлетный вес, кгс нормальный / максимальный	Площадь крыла, м²	Максимальная скорость км/ч: у земли	Максимальная скорость км/ч: на высоте, м	Максимальная дальность полета, км	Бомбовая нагрузка, кгс нормальная / максимальная	Экипаж, чел.	Вооружение: число стволов × калибр: пулеметы	Вооружение: число стволов × калибр: пушки
Серийные самолеты											
Пе-2 (1942)	М-105РА	2 × 1100 / 1050	7775 / 8715	40,5	434	515 / 4800	1250	600 / 1000	3	2 × 12,7 2 × 7,62	–
Пе-2 (1943)	М-105ПФ	2 × 1210 / 1180	7700 / 8700	40,5	460	506 / 3600	1250	600 / 1000	3	3 × 12,7 2 × 7,62	–
Ту-2С (1943)	М-82ФН	2 × 1850 / 1430	10 360 / 11 360	48,8	482 (509 ф)	547 / 5400	2100 – 2200	1000 / 3000	4	3 × 12,7	2 × 20
Пе-2 (1945)	ВК-105ПФ	2 × 1210 / 1180	8405 / 8805	40,5	468	527 / 3900	1220	600 / 1000	3	3 × 12,7 2 × 7,62	–
Ju-88A6 (1942)	Jumo-211G	2 × 1200 / 1100	10 000 / 13 000	54,0	392	444 / 4900	2000	1000 / 1900	4	7 × 7,92	1 × 20
«Москито» IV (1942)	«Мерлин» 21	2 × 1280 / 1480	9300 / –	40,37	503*	580* / 4250	2330	900 / –	2	–	–
Опытные самолеты											
СДБ (1944)	АМ-39	2 × 1800 / 1700	10 100 / 11 000	48,5	527*	645* / 6650	1830	1000 / 3000	2	1 × 12,7	2 × 20
Пе-2И (1944)	ВК-107А	2 × 1650 / 1500	8983 / 9928	42,5	556*	656* / 5650	2275	500 / 1000	2	2 × 12,7	–
Пе-2М (1945)	ВК-107А	2 × 1650 / 1500	10 170 / 12 044	43,5	545*	630* / 5600	2050	1000 / 2000	3	–	3 × 20
Ту-10 (1945)	АМ-39ФНВ	2 × 1850 / 1700	11 370 / 12 235	48,8	520*	635* / 7100	1660	1000 / 4000	4	3 × 12,7	2 × 20

* На боевом режиме работы моторов.

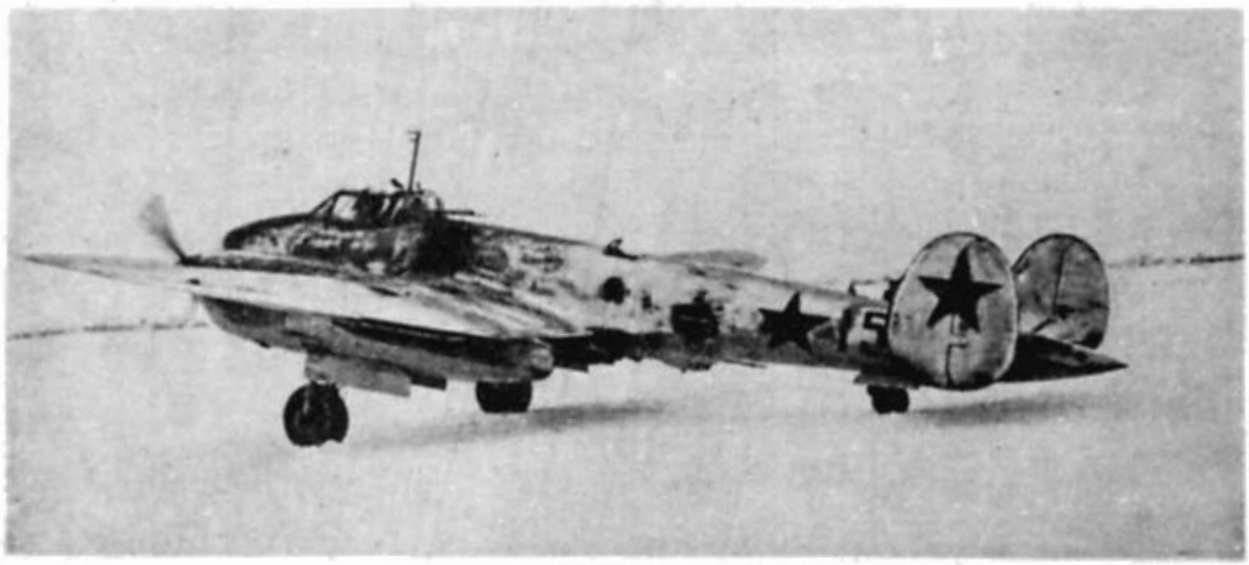
на протяжении всей войны он оставался основным советским бомбардировщиком фронтовой авиации.

Показателен отзыв о самолете Героя Советского Союза летчика Н. Д. Колесникова, воевавшего на Пе-2: «...Из всех советских самолетов мне, что называется, по душе Пе-2. Чудо-машина, не просто бомбардировщик, а скоростной, маневренный, устойчивый, легко управляемый. Он был предназначен для «тонкой» работы и прекрасно с нею справлялся...» [6, с. 173].

Широкое использование Пе-2 в военных действиях способствовало выявлению ряда мероприятий по повышению его боевой эффективности. Так, в ходе войны постепенно усиливалось стрелковое вооружение Пе-2. Сначала носовой пулемет ШКАС был заменен крупнокалиберным УБ, затем у штурмана разместили более совершенную стрелковую установку Торопова (также с пулеметом УБ), замененную впоследствии установкой типа ФТ, имевшей бóльшие углы обстрела. Усилили также и вооружение стрелка-радиста: вместо ШКАС установили УБ и добавили еще один ШКАС для стрельбы через специально сделанные в бортах фюзеляжа окна. Характерно, что все изменения, связанные с усилением и улучшением стрелкового вооружения Пе-2, привели к снижению скорости на 15 км/ч, но тем не менее боевая эффективность Пе-2 не уменьшилась, а возросла. Опыт войны показал, что по мере совершенствования самолетов путем модификаций истребители по скорости полета все больше опережают бомбардировщики, а это, естественно, требовало усиления оборонительного вооружения бомбардировщиков. Такая тенденция отражает тот факт, что по сравнению с истребителями боеспособность бомбардировщика в меньшей степени зависит от значения максимальной скорости полета.

Летные характеристики Пе-2 были улучшены после замены в 1943 г. моторов М-105РА более мощными и менее высотными М-105ПФ. В результате этого скорость полета и скороподъемность Пе-2 увеличились как раз в том диапазоне высот, где он в основном и применялся (см. табл. 2, рис. 2).

Большое значение по усовершенствованию Пе-2 имели работы, связанные с улучшением аэродинамики и качества производства. Особенность конструкции крыла Пе-2, заключавшаяся в использовании тонкой обшивки с большим числом подкреплявших ее стрингеров-угольников,



Пикирующий бомбардировщик Пе-2 с моторами М-105ПФ (1943 г.)

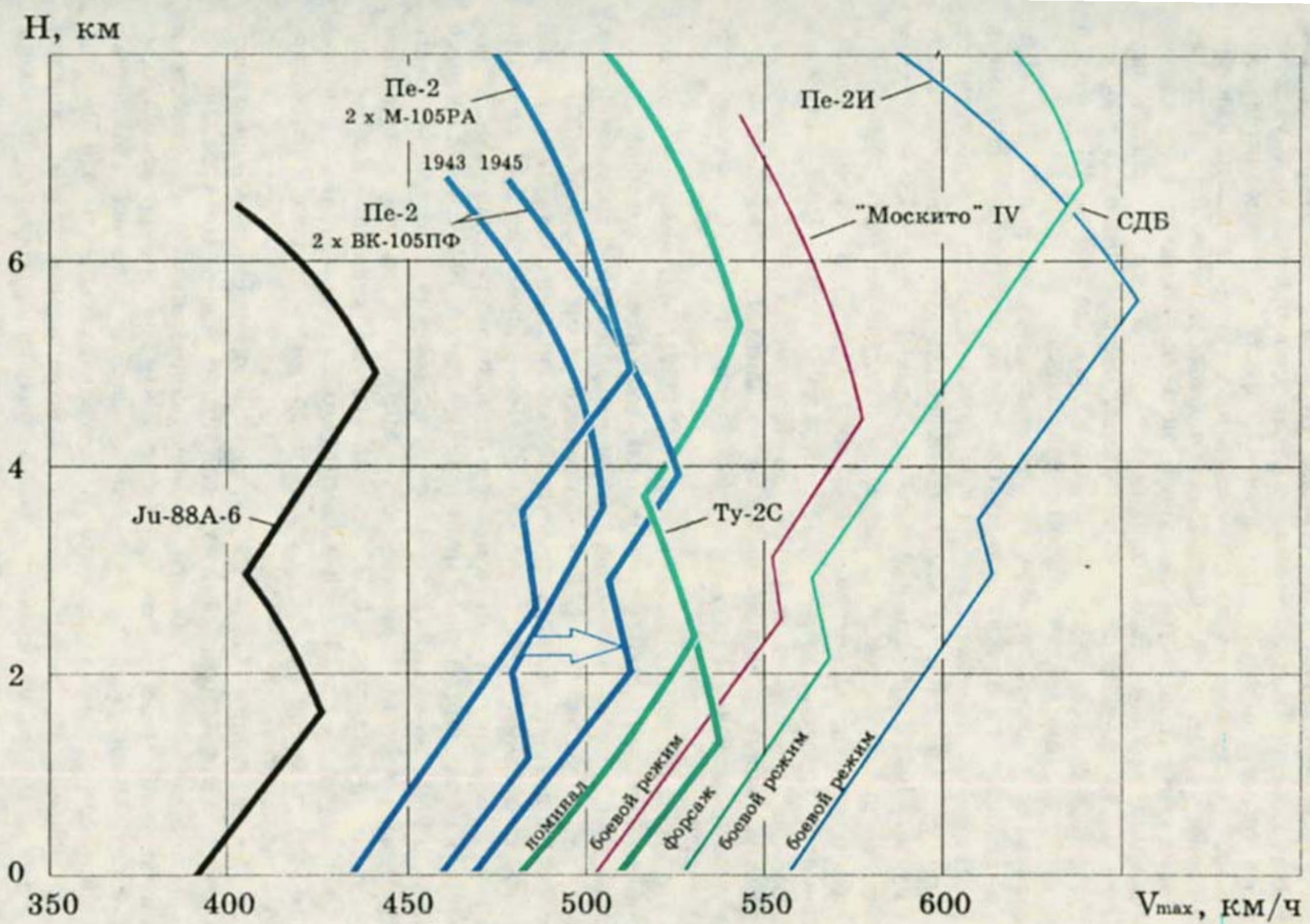


Рис. 2. Высотно-скоростные характеристики серийных и опытных фронтовых бомбардировщиков (1941 — 1945 гг.)

требовала больших трудозатрат на его изготовление. Кроме того, в ходе сборки трудно было добиться необходимой гладкости поверхности, которая часто получалась неровной, как бы волнообразной, что искажало профиль крыла, увеличивало сопротивление самолета и уменьшало максимальную подъемную силу крыла. Последнее обстоятельство для Пе-2 было особенно нежелательно, так как оно приводило к увеличению и без того значительной посадочной скорости и к дополнительному усложнению пилотирования на посадке, а из-за увеличившейся взлетной скорости обострялась проблема выбора полевых аэродромов. В то же время замки и упоры для внешней подвески бомб также сильно увеличивали аэродинамическое сопротивление самолета и снижали скорость еще на 15 км/ч. В результате бывало, что максимальная скорость Пе-2 без наружной подвески бомб снижалась до 480 — 490 км/ч, а боевые свойства самолета при этом ухудшались.

Реализация в серийном производстве ряда рекомендаций ЦАГИ и ЛИИ, основанных на результатах большого объема экспериментальных и опытных работ, проведенных в 1942 — 1943 гг., а также достигнутое заводами улучшение качества выпускаемых самолетов позволили к концу 1943 — началу 1944 г. довести скорость серийных Пе-2 до 520 — 530 км/ч (см. табл. 2, рис. 2), повысить живучесть и улучшить взлетно-посадочные характеристики. Одновременно с этим благодаря усилиям производственников трудовые затраты на изготовление одного Пе-2 снизились с 25,3 тыс. человеко-часов в 1941 г. до 13,2 тыс. в 1943 г.

Кроме основного бомбардировочного варианта Пе-2 имел серийную учебную модификацию УПе-2, которая сыграла большую роль в подготовке летного состава.

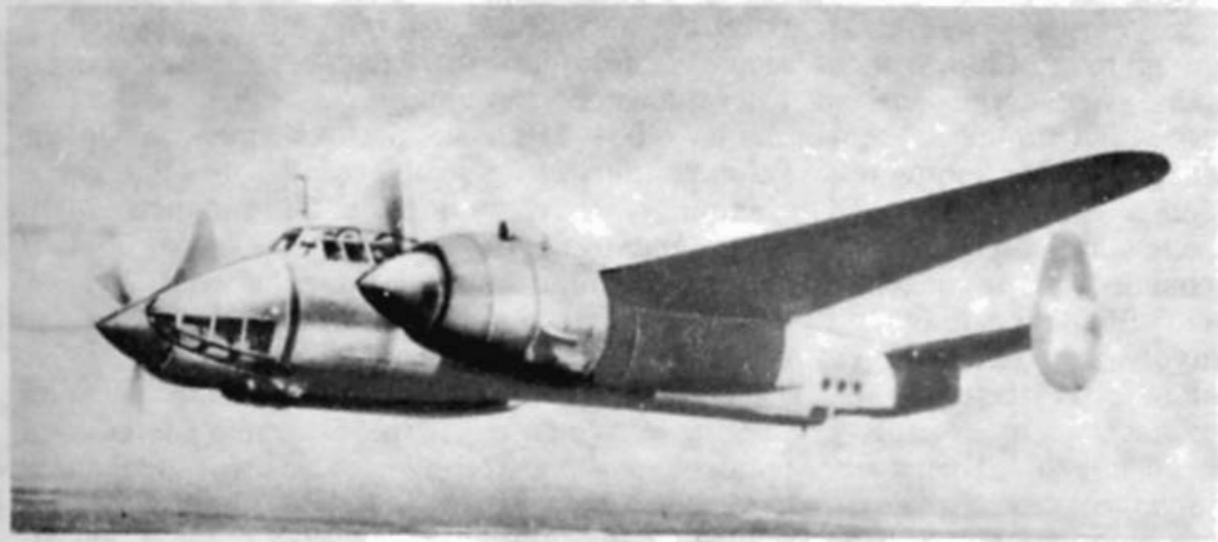
Всего за годы войны было выпущено 11 427 пикирующих бомбардировщиков Пе-2. Действия авиационных соединений, имевших на вооружении этот самолет, отличались большим разнообразием тактических приемов, что обусловливалось его широкими возможностями.

Во время войны советская фронтовая бомбардировочная авиация пополнилась еще одним самолетом — Ту-2. Прототипом его был опытный самолет «103У» с двумя моторами жидкостного охлаждения АМ-37, показавший на государственных испытаниях летом 1941 г. выдающиеся данные и рекомендованный к серийному производству. Но организовать массовый выпуск этого самолета в то время не удалось в основном из-за того, что моторы АМ-37 не выпускались серийно. Необходимо было срочно разработать новый вариант «103У» под серийные двигатели. Ими стали моторы М-82, незадолго до этого прошедшие государственные испытания.

Еще до эвакуации КБ А. Н. Туполева в основном завершило проектирование модификации самолета под эти моторы. По сравнению с АМ-37 мотор М-82 имел бóльшую мощность, меньшую высотность и заметно бóльший мидель. Уже в ноябре 1941 г. новый фронтовой бомбардировщик «103В» был построен, и в декабре начались его летные испытания, которые показали, что максимальная скорость «103В» значительно меньше, чем у «103У», но на небольших высотах их скорости были близки. Новый пикирующий бомбардировщик, получивший вскоре обозначение Ту-2, имел по сравнению с Пе-2 следующие важные преимущества:

в три раза бóльшую максимальную бомбовую нагрузку (3000 кгс против 1000 кгс у Пе-2);

возможность нести на внутренней подвеске бомбы крупного до 1000 кг калибра (Пе-2 мог брать в бомбоотсек бомбы калибра не более 100 кг);



Фронтовой пикирующий бомбардировщик Ту-2С с моторами АШ-82ФН

возможность сброса бомб на пикировании не только с внешней подвески, как у Пе-2, но и из бомбоотсека;

более мощное оборонительное вооружение (5 ШКАС и 2 ШВАК против 2 ШКАС и 2 УБ у Пе-2);

значительно бóльшую дальность полета (2000 — 2200 км против 1200 — 1300 у Пе-2);

лучшие пилотажные качества.

Скоростные характеристики Ту-2 и Пе-2 были близки.

Еще во время испытаний «103В» началась подготовка к его серийному производству, которое и развернулось летом 1942 г. в Омске. В сентябре 1942 г. первые серийные Ту-2 были отправлены на фронт для прохождения войсковых испытаний. Летчики-фронтовики высоко оценили новый бомбардировщик. Им нравилась легкость освоения самолета, хорошая схема оборонительного огня, повышенная живучесть моторóв воздушного охлаждения, возможнóсть уверенного полета на одном моторе.

Бывший в то время наркомом авиационной промышленности А. И. Шахурин вспоминает в своей книге [7]: «...Каждый день я звонил по телефону командиру дивизии, в которой испытывали Ту-2, узнавал об их участии в боях. Мне отвечали, что летчики отзываются о самолете высоко, боевые и летные качества бомбардировщика хорошие, он не только метко поражает наземные цели, но и успешно сражается с истребителями противника». Казалось, самолет пойдет в массовое производство. Но этого не случилось. Более того, последовало решение о прекращении только что с таким трудом налаженного выпуска Ту-2 и организации на заводе выпуска истребителей «Як». Сегодня такое решение представляется очевидно ошибочным.

Хотя серийный выпуск Ту-2 был прекращен, было все-таки ясно (это подтвердили войсковые испытания самолета на Калининском фронте), что для обеспечения грядущих наступательных широкомасштабных операций Ту-2 был бы незаменим. Поэтому уже в 1943 г. принимается решение о налаживании производства этого самолета на других заводах.

Серийные Ту-2 вновь появились на фронте только в конце 1943 г., но они существенно отличались от Ту-2 выпуска 1942 г. Конструкторский коллектив под руководством А. Н. Туполева провел большую работу по упрощению конструкции и производства этого самолета.

В результате трудовые затраты на выпуск одного Ту-2 сократились примерно на 20%, повысились надежность и живучесть бомбардировщика, уменьшился его вес. Установка более мощных моторов АШ-82ФН обеспечила прирост скорости на 20 — 25 км/ч; было усилено оборонительное вооружение (см. табл. 2, рис. 2). Кроме того, этот бомбардировщик, получивший название Ту-2С, мог с незначительными переделками использоваться в вариантах разведчика, дальнего бомбардировщика и торпедоносца. В массовой серии выпускался только вариант бомбардировщика (Ту-2С). За годы войны промышленность успела выпустить около 800 самолетов Ту-2С, которые прекрасно зарекомендовали себя на фронтах. Он строился серийно на протяжении нескольких послевоенных лет, до смены его реактивными бомбардировщиками.

Говоря о фронтовых бомбардировщиках, нельзя обойти молчанием ночную легкобомбардировочную авиацию (НЛБА), на вооружении которой были широко известные учебные самолеты У-2 (По-2) Н. Н. Поликарпова. Они оборудовались стрелковой точкой, подвесками для бомб (калибра до 100 кг) и РС калибра 82 или 132 мм; максимальная бомбовая нагрузка доходила до 350 кгс. Применение самолетов У-2 в качестве ночных бомбардировщиков началось в 1941 г. в основном из-за недостатка других бомбардировщиков и продолжалось до конца войны, так как для ряда задач У-2 оказался очень эффективным.

ОПЫТНЫЕ ФРОНТОВЫЕ БОМБАРДИРОВЩИКИ

Как отмечалось выше, отставание бомбардировщиков по скорости от истребителей снижало их боевые свойства, повышало уязвимость от атак истребителей и требовало усиления оборонительного вооружения. Между тем построенный в Англии в 1940 г. бомбардировщик «Москито», обладавший почти такой же скоростью полета, как истребители, и не имевший оборонительного вооружения, продемонстрировал на западном театре военных действий очень высокие боевые качества: он внезапно и точно наносил бомбовые удары и, используя большую скорость, уходил от атаковавших его истребителей. Опыт использования «Москито» показал целесообразность и возможность создания советского бомбардировщика, который бы действовал в подобном тактическом плане. В то же время анализ технических возможностей отечественной авиационной техники и тактики боевых действий показал, что можно и нужно создать бомбардировщик, который не только обладал бы большой скоростью полета с нормальной бомбовой нагрузкой, но и имел бы значительную максимальную бомбовую нагрузку, необходимую для нанесения массированных бомбовых ударов. Конечно, в этом случае скорость тяжело нагруженных машин снижалась, что требовало установки оборонительного вооружения, а это, в свою очередь, влекло за собой дополнительное снижение скорости. Поэтому задача создания высокоскоростного фронтового бомбардировщика с большой максимальной бомбовой нагрузкой была сложной, но зато эффективность его применения благодаря более широкому комплексу выполняемых задач стала бы выше.

В начале 1944 г. развернулись работы по созданию новых бомбардировщиков со скоростями, близкими к скоростям истребителей. Они проектировались в КБ А. Н. Туполева и В. М. Мясищева, который заменил погибшего в авиакатастрофе главного конструктора В. М. Петлякова. С мая 1944 г. по август 1945 г. было построено и испытано несколько типов опытных скоростных бомбардировщиков: СДБ, «63», «68» (Ту-10) А. Н. Туполева и Пе-2И, Пе-2М В. М. Мясищева. Однако

серийно ни один из них не строился. Самолеты СДБ и Пе-2И, показав летом 1944 г. на государственных испытаниях прекрасные скоростные качества (см. табл. 2, рис. 2), нуждались в некотором усовершенствовании, а в 1945 г., когда Пе-2М и Ту-10 можно было доводить до серии, нужда в них значительно уменьшилась — Великая Отечественная война закончилась. Начиналась эра реактивной авиации с большими скоростями и высотами полета. Поэтому значение Ту-10 и Пе-2М в новых условиях развития авиации сильно снизилось бы. Как ни хороши были эти самолеты, но они запоздали — по существу, эти машины стали последними советскими фронтовыми бомбардировщиками с поршневыми двигателями. Они воплотили в себе практически все лучшие черты самолетов такого класса: большую максимальную скорость и бомбовую нагрузку, мощное оборонительное вооружение, хорошую дальность полета и простоту пилотирования. Но будущее было уже за реактивной авиацией.

БОМБАРДИРОВЩИКИ АВИАЦИИ ДАЛЬНЕГО ДЕЙСТВИЯ. ДВУХМОТОРНЫЕ БОМБАРДИРОВЩИКИ

Основную часть самолетов советской дальней бомбардировочной авиации к началу войны составляли ДБ-3, ДБ-3Т и ДБ-3Ф. С первых же дней войны эти самолеты стали наносить бомбовые удары по тыловым военным и промышленным объектам Германии. Кроме того, они использовались для стратегической разведки. Так, например, перед налетами советской авиации на Берлин в ночь с 4 на 5 августа 1941 г. на разведку летало пять самолетов ДБ-3Т. Такие разведывательные полеты способствовали подготовке рейдов бомбардировщиков в глубокие тылы фашистской Германии. В ночь с 7 на 8 августа 1941 г. с базы одного из островов в Балтийском море стартовали 13 бомбардировщиков ДБ-3Т из состава Первого минно-торпедного полка ВВС Краснознаменного Балтийского флота под командованием полковника Е. Н. Преображенского [8]. Пять самолетов впервые нанесли бомбовый удар по объектам в Берлине, а остальные — по другим целям в тылу противника. После выполнения задания все самолеты вернулись на базу. Вскоре в таких налетах стали принимать участие и другие бомбардировщики — ТБ-7, ДБ-3Ф и Ер-2.



Дальний бомбардировщик ДБ-3Ф (Ил-4) с моторами М-88Б

Таблица 3

Самолет (год выпуска)	Мотор	Мощность, л.с. взлетная / на расчетной высоте	Взлетный вес, кгс нормальный / максимальный	Площадь крыла, м²	Максимальная скорость, км/ч / на высоте, м	Дальность полета с нормальной бомбовой нагрузкой, км	Бомбовая нагрузка, кгс нормальная / максимальная	Экипаж, чел.	Вооружение: число стволов × калибр	
									пулеметы	пушки
Серийные самолеты										
Ил-4 (1942)	М-88Б	2 × 1100 / 1000	9470 / 11 570	66,7	406 / 6250	3300 (3800 с подвесными баками)	1000 / 2500	4	1 × 12,7 2 × 7,62	–
Ер-2 (1944)	АЧ-30Б	2 × 1500 / 1250	14 850 / 18 580	79,06	420 / 6000	5000	1000 / 5000	5	2 × 12,7	1 × 20
Не-111Н-11 (1942)	Jumo-211-F1	2 × 1350 / 1020	12 270 / 13 770	85,72	400 / 5700 (без бомб)	2300	1500 / 3000	4	1 × 13 5 × 7,92	1 × 20
Пе-8 (1941)	АМ-35А	4 × 1350 / 1200	27 000 / 35 000	188,6	443 / 6360	3600	2000 / 4000	11	2 × 12,7 2 × 7,62	2 × 20
Пе-8 (1942)	М-82	4 × 1700 / 1330	27 200 / 36 000	188,6	422 / 5600	5800	2000 / 4000 (5000)	11	2 × 12,7 2 × 7,62	2 × 20
Опытные самолеты										
ДВБ-102 (1942)	М-120ТК	2 × 1800 / 1650	15 000 / 17 000	78,31	542 / 6250	3340 расчетная	2000 / 3000	4	2 × 12,7 1 × 7,62	1 × 20
Ил-6 (1944)	АЧ-30БФ	2 × 1900 / 1500	16 100 / 19 600	84,8	464 / 6200	5450	1000 / 4500	6	–	5 × 20
«62» (1944)	АШ-82ФН	2 × 1850 / 1430	12 290 / 13 340	59,05	531 / 5600	2790	1000 / 4000	5	3 × 12,7	2 × 20

Налеты советских дальних и тяжелых бомбардировщиков на важнейшие административные, военные и промышленные объекты, расположенные в глубоком тылу противника, имели в то время кроме военного огромное моральное значение.

И все же в ходе войны самолеты ДБ-3 и ДБ-3Ф чаще использовались в качестве фронтовых бомбардировщиков для уничтожения наступающих бронетанковых и механизированных соединений противника, его коммуникаций и войск, для уничтожения самолетов на аэродромах и т. д. Полеты днем в условиях господства в воздухе авиации противника, осуществляемые часто без истребителей сопровождения, были связаны с большим риском и вели к потерям. Поэтому все чаще боевые вылеты этих бомбардировщиков стали выполняться ночью; их аппаратурное оснащение позволяло выполнять бомбометание в любое время суток.

Боевая эксплуатация бомбардировщика ДБ-3Ф (с марта 1942 г. получившего обозначение Ил-4) показала, что, наряду с такими положительными свойствами, как большая дальность и грузоподъемность, он имеет и ряд недостатков, к основным из которых относилась малая продольная устойчивость и тяжелое управление (что делало длительный полет крайне утомительным для одного летчика), а также слабость оборонительного вооружения: один стрелок-радист не обеспечивал с двух стрелковых точек эффективную оборону самолета от атак истребителей противника. Частично этот недостаток был устранен в ходе серийного производства самолета, когда был введен четвертый член экипажа — стрелок люковой установки и улучшена верхняя стрелковая установка, в которой вместо пулемета ШКАС был установлен пулемет УБ. Чтобы обеспечить необходимый радиус действия четырехместного Ил-4, вес которого увеличился на 18%, предусмотрели применение двух подвесных топливных баков, что позволило увеличить запас бензина также на 18%, а дальность полета — на 600 км (табл. 3).

В процессе серийного производства ДБ-3Ф неоднократно улучшался и модифицировался. Еще в 1941 г. на этот бомбардировщик стали устанавливать моторы М-88Б, имевшие по сравнению с М-88 бо́льшую надежность при той же мощности. Это имело очень большое значение, особенно в дальних полетах, когда безотказность материальной части могла определить успех боевого вылета и возвращение экипажа на базу. В связи с дефицитом дюралюминия с осени 1941 г. некоторые детали ДБ-3Ф стали выполнять из дерева.

Наибольшие изменения были внесены в этот самолет в 1942 г., когда отъемной части крыла придали небольшую стреловидность по передней кромке. Это позволило значительно улучшить характеристики продольной устойчивости и управляемости четырехместных Ил-4, у которых центр тяжести был сдвинут назад. Кроме того, в отъемной части крыла, имевшей новый профиль с большей толщиной, удалось разместить три топливных бака вместо одного. Запас топлива увеличился на 1135 кг (то есть на 40%) по сравнению с его запасом у обычного Ил-4. В результате скоростная дальность составила 3535 км, а максимальная 4265 км. Подвесные баки стали не нужны. Вес самолета в этой модификации значительно возрос, и в нормальном варианте стал равен 10 055 кгс, а в перегрузочном 12 130 кгс. Чтобы обеспечить приемлемые для фронтовых аэродромов характеристики взлета и посадки, на таких Ил-4 устанавливались новые воздушные винты и взлетно-посадочные щитки увеличенной на 27% площади. Скоростные качества самолета изменились незначительно.



Немецкий средний бомбардировщик He-111H-11

Ил-4 широко использовался не только как бомбардировщик, но и как торпедоносец (Ил-4Т). В военных действиях на море большую роль сыграли разведывательные варианты Ил-4, которые благодаря большой дальности полета и высокой крейсерской скорости за короткое время обследовали значительные участки морской поверхности с целью обнаружения кораблей противника.

Как дальний бомбардировщик Ил-4 сохранил приемлемую боевую эффективность до конца войны. Он строился на нескольких авиазаводах, которые за годы войны выпустили в общей сложности 5256 этих бомбардировщиков.

Самолет Ил-4 по сравнению с основным немецким средним бомбардировщиком Хейнкель He-111H имел ряд существенных преимуществ по определяющим характеристикам. Так, например, He-111H-11 не имел внутренней подвески бомб, а наружная подвеска сильно увеличивала аэродинамическое сопротивление и снижала скорость полета; Ил-4 имел бóльшую дальность и бóльшую скорость полета; моторы воздушного охлаждения М-88Б отличались большей живучестью по сравнению с моторами жидкостного охлаждения Jumo-211F-1. Уступал Ил-4 только в оборонительном вооружении, качестве оборудования и немного в весе бомбовой нагрузки (см. табл. 3).

Кроме Ил-4 на вооружении дальней бомбардировочной авиации состоял Ер-2, созданный и запущенный в серию в предвоенный период. В начале войны он использовался как для бомбардировки объектов противника в глубоком тылу, так и в качестве фронтового бомбардировщика, действовавшего в основном ночью. Благодаря большей по сравнению с Ил-4 дальности полета подразделения Ер-2 в меньшей степени зависели от удаленности своих баз от тыловых объектов противника. Взлетая с подмосковных аэродромов, они покрывали значительные расстояния и бомбили цели в районах Данцига, Кенигсберга и Берлина.

Наряду с выполнением таких задач в первый период войны Ер-2, так же как и Ил-4, чаще использовался в качестве фронтового бомбардировщика. В этом качестве Ер-2 имел ряд важных преимуществ:

бóльшую максимальную бомбовую нагрузку (4 тс), которую самолет мог брать на относительно небольшое расстояние, бóльшую емкость бомбоотсека, в который можно было подвешивать и бомбы крупного калибра (2 × 500 кг), возможность нести на внешней подвеске две бомбы одного из самых крупных в то время калибров 1000 кг, бóльшая скорость крейсерского полета — 395 км/ч на высоте 4650 м. В совокупности все эти данные значительно повышали боевую эффективность Ер-2. В то же время сказывался недостаток мощности и высотности моторов М-105, которые ставились вместо запроектированных М-106, так и не выпущенных к сроку. Велики были разбег и взлетная дистанция, особенно у сильно нагруженных самолетов. Это накладывало значительные ограничения на выбор аэродромов базирования и поэтому ограничивало использование самолета как фронтового бомбардировщика. Относительно небольшая высотность моторов не позволяла совершать дальние полеты на большой высоте порядка 7000 м, как это делали ДБ-3Ф. Полеты на меньшей высоте были связаны с большим риском подвергнуться атаке истребителей и попасть под огонь зенитных батарей. Кроме того, успех боевых вылетов Ер-2 в большей степени зависел от метеорологических условий на маршруте.

Недостаточная мощность и высотность силовой установки резко сужали возможность дальнейшего развития и совершенствования этого бомбардировщика, которое, как показывает опыт, почти всегда сопровождается увеличением массы самолета. Конечно, конструкторы вели поиск лучших вариантов для замены моторов М-105, но в 1940 — 1941 гг. не было подходящего для Ер-2 серийного мотора.

С эвакуацией в октябре 1941 г. авиазавода, строившего Ер-2, производство его временно прекратилось. Возобновилось оно только в конце 1943 г., но теперь это были уже самолеты, существенно отличавшиеся от Ер-2 1941 года выпуска. В первую очередь, модификация заключалась в установке новых дизельных двигателей АЧ-30Б с взлетной мощностью 1500 л. с. Применение дизелей, более экономичных в работе по сравнению с обычными бензиновыми моторами, позволяло уменьшить вес топлива или увеличить дальность полета. Но удельный вес дизельных двигателей в силу ряда их особенностей был значительно больше, поэтому их использование оказывалось выгодным только для длительных полетов, при которых экономичность силовой установки играла решающую роль.

В новой модификации Ер-2 нашел отражение накопленный опыт боевого использования дальних бомбардировщиков. В частности, стало очевидно, что в дальних полетах на одного летчика ложится непомерно большая нагрузка. Поэтому в кабине устроили еще одно место для второго летчика, и самолет стал пятиместным. Одновременно усилили подвижные оборонительные установки и увеличили максимальную бомбовую нагрузку (см. табл. 2, рис. 3). Все изменения, в особенности установка дизелей, привели к значительному увеличению веса бомбардировщика, что потребовало увеличения площади крыла.

За годы войны было построено несколько сотен Ер-2 с дизелями АЧ-30Б. Они применялись в боевых действиях до конца войны. Однако выпуск Ер-2 с АЧ-30Б несколько запоздал — в 1944 г. линия фронта проходила не так далеко от тыловых объектов противника и дальность 5000 км, на которую мог летать этот бомбардировщик, уже не требовалась. Поэтому Ер-2 не нашел применения там, где его использование было бы наиболее выгодным. Этому способствовало и то обстоятельство, что дизели АЧ-30Б имели недостаточную надежность, поэтому использовать этот двухмоторный самолет в дальних полетах было рискованно,

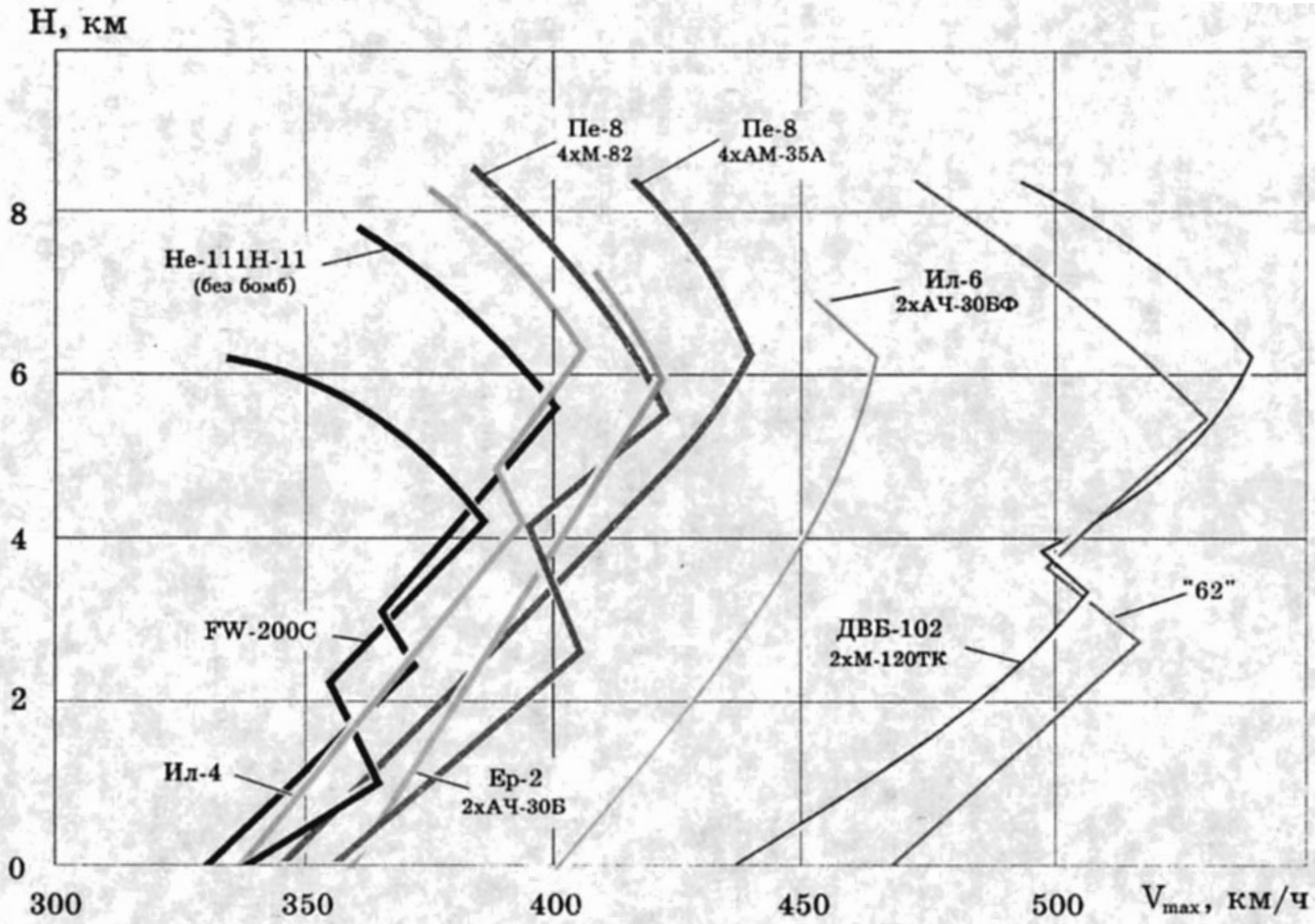


Рис. 3. Высотно-скоростные характеристики серийных и опытных дальних и тяжелых бомбардировщиков (1941 — 1945 гг.)

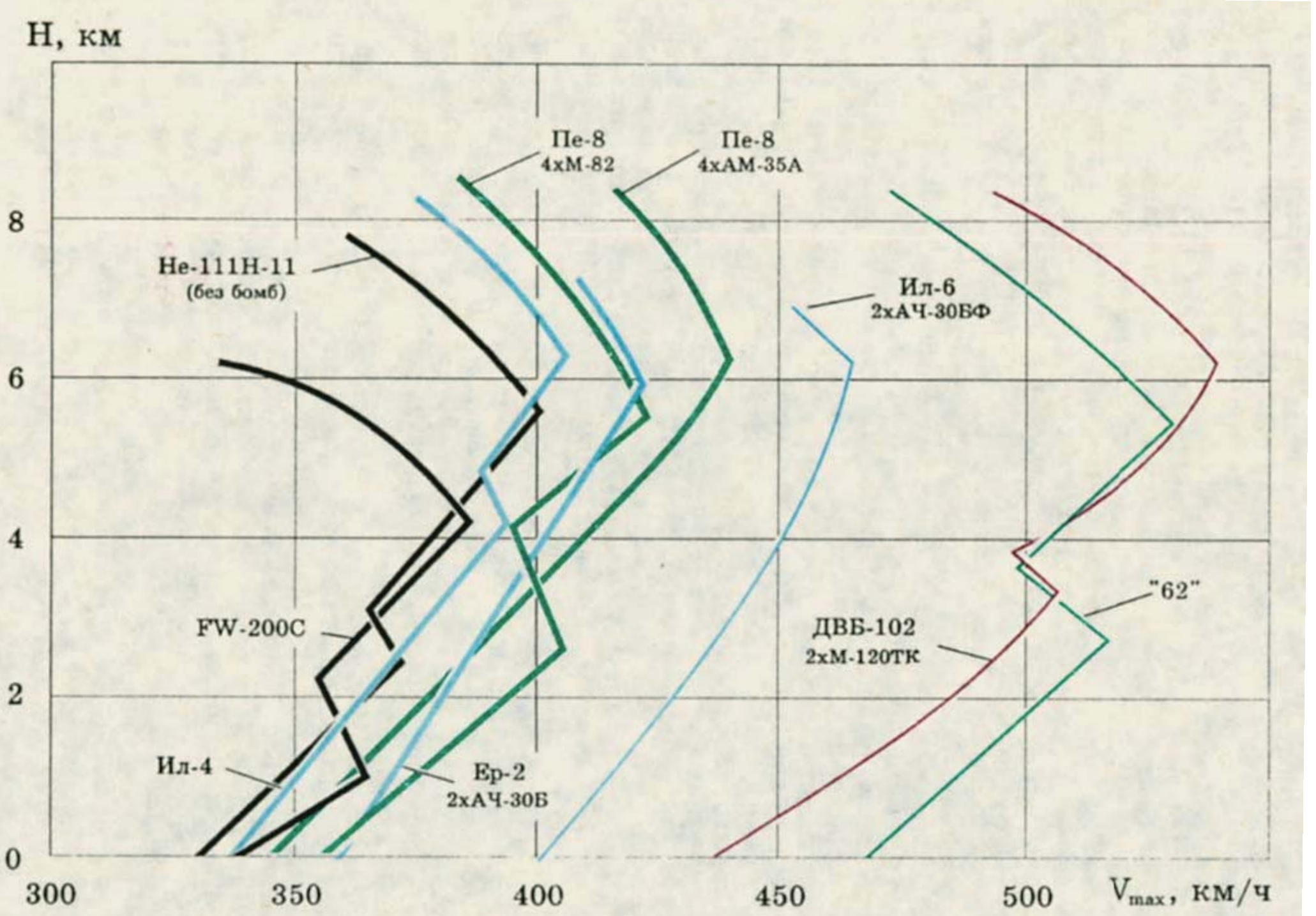


Рис. 3. Высотно-скоростные характеристики серийных и опытных дальних и тяжелых бомбардировщиков (1941 — 1945 гг.)



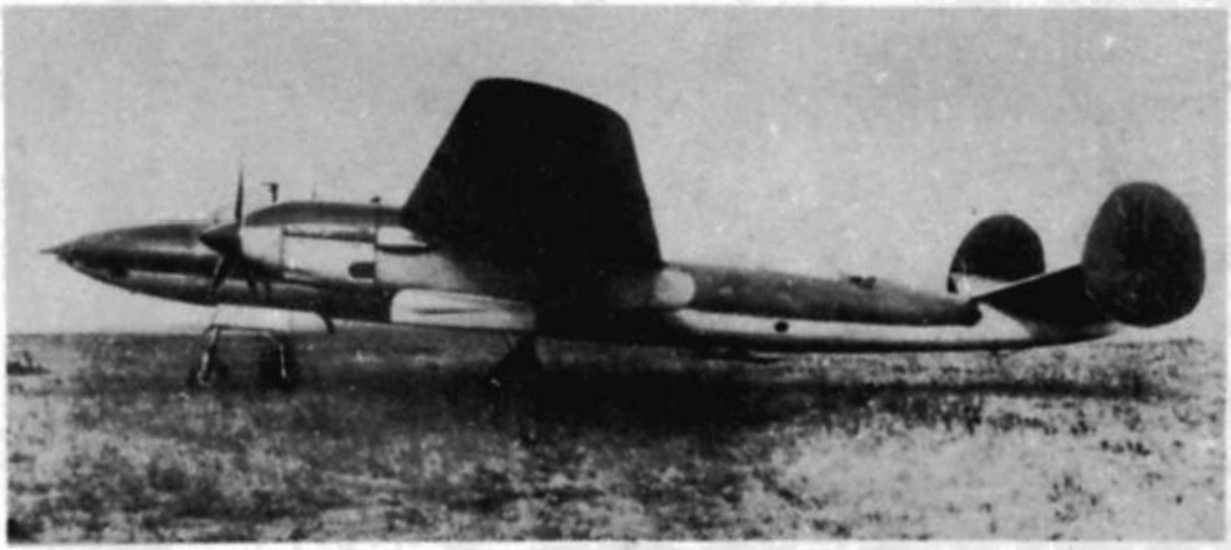
Дальний бомбардировщик Ер-2 с моторами АЧ-30Б

тем более что при отказе одного из двигателей Ер-2 вследствие очень большой нагрузки на мощность мог продолжать горизонтальный полет лишь у земли и то при относительно небольшом весе. Во всех остальных случаях, если рядом не оказывалось подходящей для посадки площадки, самолет неминуемо погибал. В силу указанных выше причин Ер-2 использовался в основном для полетов на сравнительно небольшие расстояния. Но для выполнения таких задач установка дизелей была технически нецелесообразна — самолет оказывался перетяжеленным. В этом заключался основной недостаток Ер-2 с АЧ-30Б. Подходящих же для него бензиновых моторов мощностью 1400 — 1500 л. с. советская авиапромышленность серийно не выпускала.

ОПЫТНЫЕ ДВУХМОТОРНЫЕ ДАЛЬНИЕ БОМБАРДИРОВЩИКИ

Работы по созданию дальних бомбардировщиков новых типов, хотя и не велись в годы войны так широко, как по истребителям и фронтовым бомбардировщикам, тем не менее занимали заметное место в опытном самолетостроении. Одним из наиболее значительных достижений в этой области явилось создание в первой половине войны дальнего высотного бомбардировщика ДВБ-102, спроектированного под руководством В. М. Мясищева. Разработка этого самолета началась в 1940 г. и содержала в себе много новых идей в области технологии и компоновки. Впервые на самолете такого класса, предназначенном для длительных высотных полетов, имелись две герметические кабины: передняя для летчика и штурмана и задняя для двух стрелков. Оборонительное вооружение имело дистанционное управление. Бомбоотсек необычно большой длины вмещал до 2000 кгс бомб различного калибра, в том числе и по 1000 кг.

По выбранным параметрам, ряду компоновочных решений и комплексу основных летных данных, в частности высотности и скорости, ДВБ-102 предвосхищал основные направления развития дальних бомбардировщиков, ярко проявившиеся к концу войны и в послевоенный период.

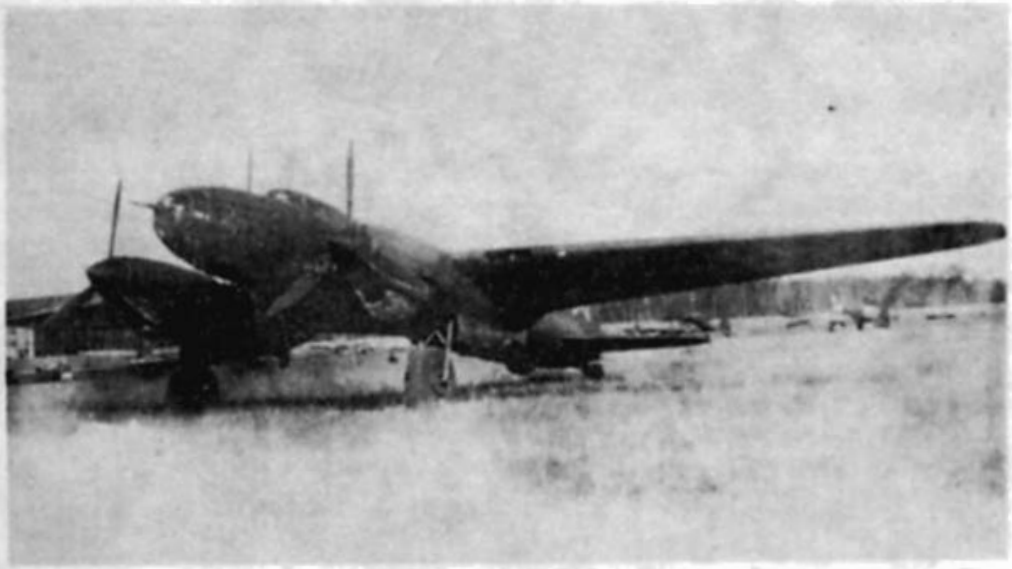


Опытный дальний высотный бомбардировщик ДВБ-102 с моторами М-120ТК

Летные испытания ДВБ-102 начались в 1942 г. (см. табл. 3, рис. 3), но ввиду ненадежной работы силовой установки, состоявшей из двух моторов жидкостного охлаждения М-120, оборудованных турбокомпрессорами (ТК), доводка этого бомбардировщика затянулась. В конце концов М-120ТК заменили на моторы воздушного охлаждения М-71 сначала без ТК, а затем с ТК-3. Такая замена предусматривалась еще на этапе эскизного проектирования. Испытания этого варианта самолета продолжались довольно долго — до середины 1945 г. Были достигнуты довольно высокие показатели: скорость 529 км/ч, потолок — 10 500 м. Но в серии ДВБ-102 не строился, так как после окончания войны потребность в таком самолете сильно уменьшилась и основные усилия стали направляться на разработку тяжелых бомбардировщиков.

В середине войны в КБ С. В. Ильюшина начались работы по проектированию нового дальнего бомбардировщика Ил-6, предназначенного для замены Ил-4. Расчет был на дизельные моторы АЧ-30БФ, являвшиеся улучшенным вариантом АЧ-30Б и обладавшие большей мощностью и надежностью. В ходе проектирования Ил-6 максимально учитывался опыт войны, который способствовал лучшему пониманию ряда характерных особенностей самолетов такого класса, в особенности в отношении состава экипажа и оборонительного вооружения. Экипаж Ил-6 состоял из шести человек: двух летчиков, штурмана, стрелка-радиста и двух стрелков. Оборонительное вооружение состояло из пяти подвижных огневых точек. По своим габаритам и весовым данным он заметно превосходил Ил-4. Благодаря большим размерам бомбоотсека Ил-6, в нем на внутренней подвеске можно было разместить до 2500 кгс бомб различного калибра, в том числе и крупного, например 4 × 500 кг, в то время как в бомбоотсек Ил-4 вмещалось только 1000 кгс (10 × 100 кг). Максимальная бомбовая нагрузка Ил-6 была на 80% больше, чем у Ил-4.

Бомбардировщик Ил-6 передали на летные испытания в августе 1943 г. Поскольку дизели АЧ-30БФ в то время еще не выпускались, то первые полеты выполнялись с АЧ-30Б. В ходе этих испытаний летчики встретились со значительными трудностями в пилотировании самолета, в особенности на посадке, вызванными неудовлетворительными характеристиками устойчивости и управляемости на некоторых режимах полета, что делало дальнейшие полеты опасными. Ил-6 передали в ЛИИ, где после испытаний и были определены основные мероприятия



Опытный дальний бомбардировщик Ил-6 с моторами АЧ-30БФ

по улучшению устойчивости и управляемости. Доработка самолета в соответствии с рекомендациями ЛИИ завершилась в августе 1944 г. Одновременно на Ил-6 установили появившиеся уже дизели АЧ-30БФ, с которыми самолет успешно прошел заводские испытания, показав хорошие характеристики (см. табл. 3, рис. 3).

Скорость Ил-6 была ненамного больше, чем у Ил-4, но значительно возросла дальность полета. Правда, посадка оставалась сложной, что являлось следствием не вполне удачной аэродинамической компоновки крыла, определившей возникновение ранних срывов на его концах. Выявился также и ряд недостатков при эксплуатации дизеля АЧ-30БФ.

Работы по новым типам дальних бомбардировщиков с обычными бензиновыми моторами средней высотности велись в КБ Н. Н. Поликарпова и А. Н. Туполева.

Двухмоторный (с АШ-82ФН) самолет Н. Н. Поликарпова предназначался для нанесения мощных бомбовых ударов в радиусе до 2000 км



Опытный дальний бомбардировщик НБ с моторами АШ-82ФН



Второй вариант опытного дальнего бомбардировщика Ту-2Д («62») с моторами АШ-82ФН

в основном в ночное время. Его так и называли — НБ — ночной бомбовоз. Характерной особенностью его являлся очень большой для самолета этого типа бомбоотсек, в котором помещалась вся бомбовая нагрузка общим весом до 5 тс. Внешней подвески бомб, в отличие от всех других бомбардировщиков, не было.

НБ, как почти все самолеты Н. Н. Поликарпова военного времени, отличался повышенной нагрузкой на крыло (255 — 323 кгс/м^2), которая на 50 — 100% была больше, чем у других дальних бомбардировщиков. Это давало некоторый выигрыш в весе конструкции и до определенного значения удельной нагрузки способствовало повышению максимальной скорости полета. Для обеспечения необходимых взлетно-посадочных характеристик крыло имело развитую механизацию — предкрылки и щитки.

Заводские испытания НБ начались в мае 1944 г. Скоростные качества самолета оказались в целом неплохими. Так, при нормальном взлетном весе 14 800 кгс с двумя тоннами бомб скорость достигала 510 км/ч на высоте 5 км. Потолок относительно небольшой — 7750 м. В то же время испытания показали, что на некоторых режимах полета горизонтальное оперение оказывалось в аэродинамической тени крыла, что недопустимо, так как приводит к значительному ухудшению или даже потере продольной устойчивости и управляемости. Это явление было следствием большой нагрузки на крыло при высокопланном его расположении. При уже выбранной компоновке самолета исправить этот недостаток было очень трудно. Кроме того, в ходе испытаний выяснилось, что запас прочности НБ должен быть увеличен, но сделать это на готовой конструкции также не представлялось возможным. Испытания НБ прекратились в августе того же 1944 г., и дальнейшего развития этот бомбардировщик не получил.

В КБ А. Н. Туполева дальний бомбардировщик создавался на основе серийного Ту-2С, при разработке которого такая переделка предусматривалась. В 1944 г. на летные испытания последовательно передаются два варианта дальнего бомбардировщика Ту-2Д («62»). Первый вариант был подобен серийному Ту-2С и отличался от него лишь бо́льшим размахом консолей крыла и увеличенным на 48% запасом топлива. Второй вариант имел, кроме того, увеличенный до 5 человек экипаж и новую кабину штурмана в носовой части фюзеляжа. Этот вариант в наибольшей степени отвечал требованиям военных специалистов к новому дальнему бомбардировщику. В соответствии с этими требованиями самолет должен был иметь скоростную дальность полета 3000 км, максимальную скорость 530 км/ч, потолок 9000 м и бомбовую нагрузку от одной до трех тонн.

На государственных испытаниях в 1945 г. пятиместный Ту-2Д показал характеристики, близкие к заданным, кроме дальности (см. табл. 3, рис. 3). Скоростная дальность, то есть дальность при повышенной скорости полета, оказалась почти на 400 км, а максимальная на 200 км меньше заданной. Необходимо было увеличивать запас топлива. Требовалось также усилить шасси.

Работы по совершенствованию и развитию Ту-2Д проводились в КБ А. Н. Туполева уже в послевоенный период. На базе Ту-2Д были созданы самолеты «65», «67» и «69». Они имели различные типы силовых установок: высотные моторы, дизельные и обычные АШ-82ФН. Но в серию ни один из этих самолетов не пошел. Функции двухмоторных дальних бомбардировщиков стали возлагать на тяжелые машины. Кроме того, появившиеся в тот период газотурбинные двигатели в перспективе открывали совершенно новые возможности в развитии бомбардировочной авиации. По существу, самолеты семейства Ту-2Д стали последними отечественными дальними двухмоторными бомбардировщиками с поршневыми двигателями.

ТЯЖЕЛЫЕ БОМБАРДИРОВЩИКИ

Из тяжелых бомбардировщиков на вооружении дальней авиации состоял ТБ-7, производство которого развернулось незадолго до войны. Серийные самолеты выпуска 1941 г. оснащались дизельными моторами М-40 и М-30. Первое боевое соединение из таких самолетов, принявшее участие в действиях по глубоким тылам противника, было сформировано в июле 1941 г. под командованием известного полярного летчика, одного из первых Героев Советского Союза М. В. Водопьянова. На самолетах ТБ-7 и Ер-2 в ночь с 9 на 10 августа 1941 г. наши летчики, стартовав с аэродрома г. Пушкин под Ленинградом, совершили налет на Берлин. ТБ-7 имели на борту по три тонны боевой нагрузки (шесть ФАБ-500), то есть в несколько раз больше, чем могли брать в такие полеты ДБ-3 и ДБ-3Ф.

Первые же дальние полеты ТБ-7 выявили ряд серьезных недостатков М-30 и М-40. Случалось, что после подъема на высоту и последующей незначительной уборки газа двигатели останавливались. Чтобы вновь запустить мотор, надо было снизиться до 3000 м. Особенно опасен был отказ двигателей на взлете, когда тяжело нагруженные машины имели очень небольшой избыток мощности. Ненадежная работа дизелей М-30 и М-40 (в основном из-за сложности ручной регулировки ТК в полете) существенно увеличивала риск при выполнении боевых операций на самолетах ТБ-7. Так, один из самолетов, принимавших участие в налете на Берлин в ночь с 9 на 10 августа, разбился сразу же после взлета, а на двух других в воздухе несколько раз останавливался то один, то другой мотор. Чтобы запустить их снова, экипажи каждый раз вынуждены были снижаться на несколько тысяч метров. На подходе к Берлину отказал мотор и на самолете, управлявшемся М. В. Водопьяновым и Э. К. Пусэпом. После этого боевого вылета стало ясно, что двигатели требуют основательной доводки, которую нельзя было проводить в боевой обстановке. Об этом М. В. Водопьянов доложил И. В. Сталину [10].

С конца 1941 г. на выпускавшихся серийно и на большинстве находившихся в эксплуатации ТБ-7 вместо дизелей М-30 и М-40 стали устанавливать высотные моторы АМ-35А. Летные характеристики Пе-8 (ТБ-7)*

* В начале 1942 г. в авиакатастрофе погиб В. М. Петляков — один из главных руководителей проекта «42» (ТБ-7) и ведущий конструктор этой машины. В память о выдающемся конструкторе самолет ТБ-7 переименовали в Пе-8.



Тяжелый бомбардировщик ТБ-7 (Пе-8) с моторами АМ-35А

с АМ-35А заметно улучшились (см. табл. 3, рис. 3). Уменьшилась только дальность, тем не менее ее вполне хватало для полетов в глубокий тыл Германии.

Еще в августе 1941 г. было усилено оборонительное вооружение ТБ-7, которое в течение всех последующих боевых действий самолета показало высокую эффективность и уже не подвергалось изменениям, что свидетельствовало о хорошо продуманной системе обороны этого тяжелого бомбардировщика.

Как и дальние двухмоторные бомбардировщики ДБ-3, Ил-4 и Ер-2, тяжелый Пе-8 применялся для нанесения ударов во фронтовой зоне и оперативных тылах противника, по существу, как фронтовой бомбардировщик. Так, в сражении за Сталинград в августе 1942 г. Пе-8 использовались для нанесения мощных бомбовых ударов по позициям противника в непосредственной близости от передовой.

По своим летно-техническим характеристикам Пе-8 с моторами АМ-35А не уступал лучшим образцам мировой авиационной техники, и в ходе войны не потребовалось существенных его изменений. Немецкий тяжелый четырехмоторный бомбардировщик FW-200C уступал Пе-8 практически по всем характеристикам. Лучшие же американские



Немецкий тяжелый бомбардировщик FW-200C (испытания трофейного образца в НИИ ВВС)



Тяжелый бомбардировщик ТБ-7 (Пе-8) с моторами М-82

тяжелые бомбардировщики, такие, как «Летающая крепость» В-17 и «Либерейтор» В-24, имели близкие к Пе-8 дальность и бомбовую нагрузку — основные показатели боевой эффективности самолетов такого класса. Но у американских самолетов была на 30 — 60% больше удельная нагрузка на крыло при близкой к Пе-8 нагрузке на мощность. Повышенная нагрузка на крыло способствовала увеличению скорости полета, но одновременно увеличивала длину разбега и пробега. Таким самолетам требовались более длинные взлетно-посадочные полосы с хорошо подготовленной поверхностью и хорошими подходами. Но главное отличие Пе-8 от В-17 и В-24 заключалось все же в силовых установках. Американцы смогли создать надежные турбокомпрессоры для бензиновых моторов, что обеспечило их бомбардировщикам бóльшую, чем у Пе-8, высотность, несколько бóльшую скорость и бóльшую экономичность в крейсерском полете. Пе-8 с высотными моторами АМ-35А, имея бóльшие относительные размеры крыла и бóльший удельный вес силовой установки, обладал до своей границы высотности скоростью, близкой к скоростям В-17 и В-24, что свидетельствует о его высоком аэродинамическом совершенстве. Справедливости ради надо отметить, что максимальная скорость полета, хотя и относилась к основным параметрам, способствующим повышению боевой эффективности тяжелых самолетов, но в отличие от истребителей не являлась тогда первостепенно важным показателем уровня их совершенства.

Высокие качества Пе-8 были убедительно продемонстрированы экипажем, возглавляемым Э. К. Пусэпом, в 1942 г. в ходе выдающегося по тем временам перелета советской дипломатической миссии во главе с В. М. Молотовым в Англию, США и обратно. Для этой цели был выделен серийный Пе-8 с моторами АМ-35А, в фюзеляже которого устроили простейшую кабину для пассажиров. Был немного увеличен запас бензина и установлены дополнительные баллоны с кислородом. В общей сложности на этом самолете было пройдено 17 800 км, в том числе над территорией противника и Атлантическим океаном. На некоторых этапах маршрута высота полета составляла 8000 м. Впоследствии, уже к концу войны был разработан специальный пассажирский вариант Пе-8 с дизельными моторами АЧ-30Б. Этот самолет имел хорошее вооружение и был рассчитан на перевозку 12 пассажиров и 1200 кгс багажа на дальность 5600 км. Но воспользоваться им так и не пришлось.

Пе-8 с АМ-35А удовлетворял всем требованиям к тяжелому бомбардировщику, но производство АМ-35А было прекращено, и возникла необходимость в замене силовой установки. Наиболее подходящим оказался мотор воздушного охлаждения М-82. После конструктивных до-

работок с этими моторами и стали строить бомбардировщик. По скорости и высотности Пе-8 с М-82 немного уступал предыдущему варианту (см. табл. 3 и рис. 3), но эффективность его боевого применения существенно не изменилась.

В 1942 г. в Советском Союзе завершились работы по созданию бомбы невиданного для того времени калибра — 5000 кг. Кроме Пе-8, поднять такую бомбу не мог ни один советский боевой самолет*. Бомба ФАБ-5000 имела такие поперечные размеры, что даже в Пе-8 она полностью не умещалась в бомбоотсек. Поэтому полеты с этой бомбой самолеты выполняли с приоткрытым бомболюком, створки которого как бы прикрывали немного выходящий из обводов нижней части фюзеляжа корпус ФАБ-5000. Такие бомбы были сброшены в апреле 1943 г. на укрепления Кенигсберга, а в августе того же года — на Курской дуге. Бомбы подобного калибра начали применять в СССР раньше, чем в других воюющих странах.

Отечественная авиапромышленность выпустила в общей сложности 93 самолета Пе-8 (ТБ-7) — это немного. Но в годы войны в СССР стремились максимально расширить выпуск самолетов фронтовой авиации, в том числе и за счет сокращения выпуска тяжелых бомбардировщиков, производство которых требовало очень больших трудовых и материальных затрат. Тем не менее Пе-8, представляя собой этапное достижение советского самолетостроения, оставил заметный след в истории советской авиации и внес свой вклад в дело разгрома противника.

Основное назначение авиации дальнего действия заключалось, в первую очередь, в нанесении бомбовых ударов по объектам оперативного и стратегического тыла противника. Однако обстановка на фронтах требовала концентрации всей ударной авиации в первую очередь для оперативного, а также тактического взаимодействия с сухопутными войсками. По этой причине 40% всех самолето-вылетов АДД было использовано для поддержки сухопутных войск непосредственно на поле боя, 30% для действий по железнодорожным объектам и узлам, 9% для подавления авиации противника на аэродромах базирования и лишь 3,2% для ударов по объектам глубокого тыла [2, с. 10, 37, 46]. В этом заключается своеобразие применения дальних и тяжелых бомбардировщиков на советско-германском театре военных действий.

Опытные работы в области тяжелого самолетостроения в годы войны практически не велись, так как разработка, постройка и доводка самолета такого класса требовали очень больших усилий и затрат. Необходимые ресурсы отечественной авиапромышленности не выделялись. Лишь к концу войны начались проектные работы по перспективному тяжелому бомбардировщику.

*
* *

Великая Отечественная война закончилась 9 мая 1945 г. победой Советского Союза. Большой вклад в эту победу внесли Военно-Воздушные Силы, громившие войска и боевую технику противника в тесном взаимодействии с наземными частями. На протяжении всего периода

* Подобная бомбовая нагрузка сама по себе не являлась для Пе-8 чем-то исключительным. При выполнении тактических задач опытные экипажи нередко брали на борт 5000 кг бомб различного калибра, а в отдельных полетах использовалась максимальная емкость бомбодержателей и бомбовая нагрузка доводилась до 6000 кг.

Великой Отечественной войны осуществлялось наращивание мощи советских ВВС как в количественном, так и в качественном отношении. В 1943 г. советская авиация завоевала господство в воздухе, а к завершающему этапу войны имела подавляющее преимущество. «...Действуя вместе с сухопутными войсками, авиация осуществляла мощные и неотразимые удары на всю тактическую, оперативную и стратегическую глубину. К концу войны наши военно-воздушные силы имели на вооружении превосходную материальную часть», — писал Маршал Советского Союза Г. К. Жуков [11].

ЛИТЕРАТУРА

1. Наставления по боевым действиям штурмовой авиации (НША-44). — М.: Воениздат, 1944, с. 7, 8.
2. Скоморохов Н. М., Чернецкий В. Н. Тактика в боевых примерах. — М.: Воениздат, 1985, с. 82.
3. Авиация и космонавтика СССР. — М.: Воениздат, 1968, с. 157.
4. Тимохович И. И. Оперативное искусство советских ВВС в Великой Отечественной войне. — М.: Воениздат, 1976, с. 343.
5. Козлов П. Я. Великое единство. — ДОСААФ, 1982, с. 183.
6. Гай А. И. Профиль крыла. — Московский рабочий, 1981, с. 167 — 170.
7. Шахурин А. И. Крылья победы. — Политиздат, 1983, с. 224.
8. Виноградов Ю. Иду на Берлин. — ДОСААФ, 1980.
9. Пусэп Э. К. На дальних воздушных дорогах. — М.: Воениздат, 1975, с. 30 — 40.
10. Водопьянов М. В. Друзья в небе. Изд. 2-е. — Советская Россия, 1971, с. 214.
11. Жуков Г. К. Воспоминания и размышления. — М.: АПН, 1969, с. 682.

Глава 5 АВИАЦИОННОЕ МОТОРОСТРОЕНИЕ В ВЕЛИКОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ВОЙНЕ 1941 — 1945 гг.

К началу Великой Отечественной войны советская авиапромышленность находилась в периоде перестройки. В это время осваивались новые боевые самолеты. При этом приходилось пересматривать многие установившиеся догмы, искать новые решения не только в области производства и технологии, но и в области самого определения типов и видов боевых самолетов. Это привело к разработке многих типов самолетов одного назначения, причем довольно часто буквально по ходу разработки изменялись и сами требования к ним. И хотя к началу войны практически была установлена сравнительно небольшая номенклатура самолетов, подлежащих серийному выпуску, развертывание их производства в полной мере еще не было закончено.

Естественно, что моторостроителям было тоже нелегко определить, какие моторы из находившихся в разработке и испытаниях пойдут в серийное производство. И случалось так, что двигатели, на которые было затрачено много сил и которые были, как говорится, на выходе, вдруг оказывались «не у дел», а пускать в серию приходилось еще недостаточно доведенные.

По этой и другим причинам в начале 1941 г. выпуск серийных моторов заметно снизился. Начавшаяся война потребовала существенного увеличения числа выпускаемых моторов, в то время как производственные возможности резко ухудшились. В самые первые дни войны многие авиационные заводы оказались в непосредственной близости от линии фронта. Были эвакуированы многие авиационные заводы, в том числе и моторные — запорожский, харьковский, московские и многие другие. Возникли значительные трудности в снабжении их материалами и полуфабрикатами, нарушилась сложившаяся между предприятиями кооперация. Все это сказалось не только на серийных заводах, но и заставило резко изменить характер опытно-конструкторских и научно-исследовательских работ — основное внимание было направлено на решение задач непосредственной помощи фронту. Понадобилось значительно ускорить совершенствование моторов без кардинальных конструктивных и технологических изменений, обеспечивая при этом наращивание серийного производства [1, с. 184 — 191].

К началу Великой Отечественной войны в крупносерийном производстве находились несколько моторов. Основная масса выпускавшихся и осваиваемых новых самолетов обеспечивалась двумя основными типами моторов водяного охлаждения — М-105ПА и М-105РА В. Я. Климова и АМ-38 и АМ-35А А. А. Микулина, а также тремя моторами воздушного охлаждения — М-62ИР для транспортных самолетов, М-63 для истребителей И-16 и И-153 и М-88Б для дальних бомбардировщиков Ил-4. Серийными к 1943 г. стали также авиадизели М-30 (с 1943 г. АЧ-30 и АЧ-30Б), которые применялись на дальних бомбардировщиках Ер-2 и Пе-8. Большой серией выпускались моторы М-11Д для легких ночных бомбардировщиков и учебных самолетов.

В конструкторских бюро накануне и во время войны велись и опытные работы, в частности:

в ОКБ В. Я. Климова — форсирование М-105 и разработка нового мощного мотора М-107;

в ОКБ А. А. Микулина — работы по мощным высотным моторам АМ-37 и АМ-39 и их модификациям; а также по форсированию и доводке АМ-38;

в ОКБ А. Д. Швецова — по созданию мощных двухрядных звездообразных моторов: 14-цилиндровых М-81 и М-82, а также 18-цилиндровых М-71 мощностью 1500 — 2000 л. с.;

в ОКБ-29 под руководством Е. В. Урмина — по форсированию М-88Б и 18-цилиндровому М-90.

Напомним, что к началу войны были прекращены работы по опытным многоблочным моторам М-250 мощностью 2500 л. с. конструкции В. А. Добрынина и Г. С. Скубачевского и М-300 А. А. Бессонова, а в 1942 г. по трехблочным М-36 А. А. Микулина и М-120 В. Я. Климова и некоторым другим.

СЕРИЙНЫЕ МОТОРЫ

МОТОРЫ ОКБ В. Я. КЛИМОВА

К началу войны в серийном производстве находились моторы М-105А в двух модификациях: М-105ПА для истребителей Як-1 и ЛаГГ-3 и М-105РА для бомбардировщиков Пе-2 [2, 3]. Когда началась война, ОКБ и основной серийный завод были эвакуированы на восток, и, хотя моторы выпускались не только на этом заводе, серийное производство и разработка более мощных моторов, естественно, замедлились. В то же время боевая обстановка настоятельно требовала дальнейшего повышения мощности моторов. Небезынтересно вспомнить, при каких не совсем обычных обстоятельствах была создана первая военная модификация мотора М-105ПА.

Истребители А. С. Яковлева с моторами М-105П и М-105ПА в начале войны имели некоторые преимущества перед Ме-109Е. Но с появлением на фронте его новой модификации Ме-109F, оснащенной более мощным мотором и имевшей улучшенную аэродинамику, очень остро встал вопрос о срочном улучшении летных данных советских истребителей. К этому времени в ОКБ В. Я. Климова был разработан и проходил испытания на стенде мотор М-107, имевший по сравнению с М-105 значительно бо́льшую мощность. Применение этого мотора позволило бы резко улучшить основные летные данные истребителей. Однако М-107 являлся совершенно новой конструкцией, и его освоение требовало времени и большой перестройки на заводах, что в сложившихся в первой половине 1942 г. условиях было неприемлемо. Тогда по инициативе НИИ ВВС и КБ А. С. Яковлева была проведена перерегулировка мотора М-105П таким образом, что за счет некоторого снижения высотности он существенно увеличил свою мощность. Испытания мотора на стенде показали, что при таком форсировании его ресурс практически не уменьшился, и он был принят в производство под маркой М-105ПФ [4, с. 407 — 409]. Справедливости ради следует сказать, что для серийного выпуска М-105ПФ потребовалось усилить поршневые пальцы (уменьшен диаметр внутренней расточки), доработать коленчатый вал, усилить некоторые детали ПЦН и другие узлы. Но мотор «получился» и стал основным для истребителей Як-1, Як-7 и Як-9 в 1942 — 1944 гг. Его ставили также и на бомбардировщики

Пе-2. Отметим также, что на моторе М-105ПФ взлетная мощность стала номинальной (табл. 1). С 1944 г. моторы В. Я. Климова стали обозначаться его инициалами: ВК-105ПФ, ВК-106, ВК-107 и т. д.

В ОКБ проводилась интересная работа по созданию мотора с большой высотностью. В начале 1941 г. на мотор М-105П был установлен двухступенчатый ПЦН, который был разработан в ЦИАМ В. А. Доллежалем. Мотор этот получил обозначение М-105ПД. Двухступенчатые ПЦН (рис. 1) обеспечивают существенно большую степень повышения давления, чем одноступенчатые даже с двумя скоростями вращения. Следовательно, при двух ступенях сжатия можно получить и бо́льшую высотность. Практически даже двухскоростной одноступенчатый ПЦН не может обеспечить расчетную высоту более 5,5 — 6 км.

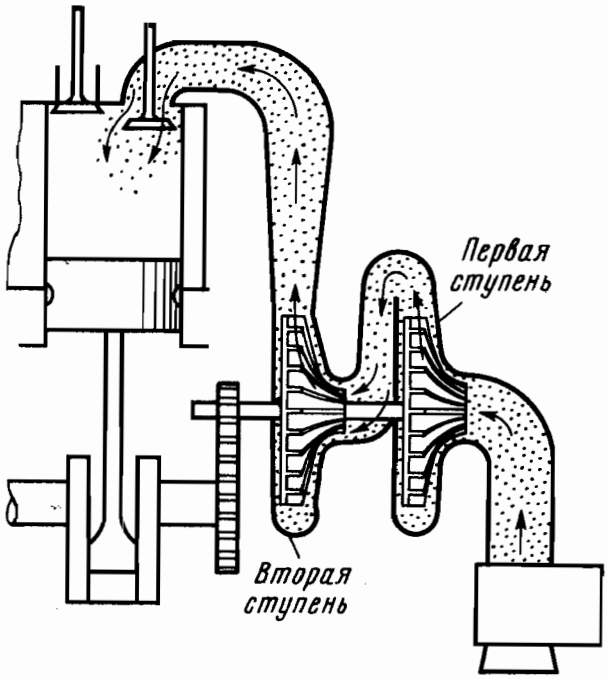


Рис. 1. Схема двухступенчатого ПЦН

Особенностью ПЦН системы В. А. Доллежаля было то, что между первой и второй ступенями была поставлена гидравлическая (масляная) турбомуфта примерно такого же типа, какая применялась на немецких моторах Даймлер-Бенц. Привод был сделан таким образом, что первая ступень ПЦН имела частоту вращения, определяемую передаточным числом привода и, следовательно, постоянную при постоянной частоте вращения вала мотора. Вторая ступень до расчетной высоты, определяемой степенью повышения давления первой ступени, работала при значительно меньшей частоте вращения, которая обеспечивала такую степень повышения давления, чтобы были компенсированы потери давления, возникающие при протекании воздуха через эту ступень. Турбомуфта при этом, естественно, работает с большим скольжением за счет того, что в нее подается небольшое количество масла с пониженным давлением. После достижения первой расчетной высоты подача масла и его давление постепенно увеличиваются, скольжение турбомуфты уменьшается и частота вращения крыльчатки второй ступени увеличивается таким образом, чтобы обеспечить необходимое давление наддува. При достижении расчетной высоты и превышении ее турбомуфта работает с минимально возможным скольжением и, следовательно, почти с той же частотой вращения, что и первая ступень.

Протекание высотных характеристик моторов с такими ПЦН более благоприятно, чем у моторов с односкоростными или двухскоростными одноступенчатыми ПЦН, вследствие меньшей затраты мощности на привод при высоте меньше расчетной. На рис. 2 показаны примерные высотные характеристики мотора М-105ПД и для сравнения характеристики моторов с двухскоростным ПЦН и односкоростным ПЦН с лопатками Поликовского на входе для расчетной высоты 6 км. Как видно из графика, применение двухступенчатого ПЦН с промежуточной турбомуфтой создает мотору существенное преимущество по мощности на промежуточных высотах.

Мотор М-105ПД имел частоту вращения 2400 об/мин, давление наддува на взлетном режиме 1140 мм рт. ст., на номинальном режиме на

первой расчетной высоте 1100 и на второй 1080 мм рт. ст. Установка ПЦН и связанные с этим доработки утяжелили мотор на 75 кг. Расход топлива у М-105ПД был заметно больше, чем у М-105ПА. Моторы М-105ПД устанавливались на опытных истребителях И-28 и Як-9ПД.

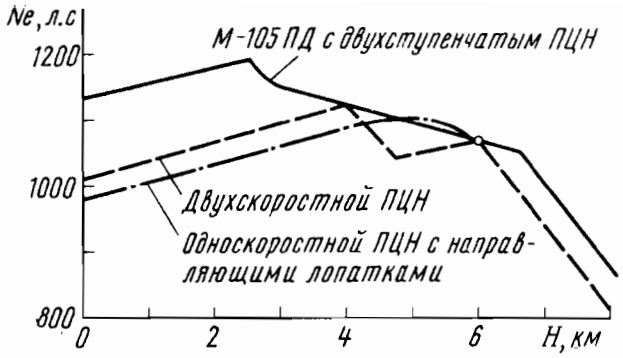


Рис. 2. Сравнительные высотные характеристики моторов с разными ПЦН

Впоследствии двухступенчатые ПЦН нашли применение на английских моторах Роллс-Ройс «Мерлин» и американских «Аллисон», которые устанавливались на высотных истребителях «Спитфайр», Р-51, Р-63 и др. Системы комбинированного наддува с применением турбокомпрессоров (ТК) более эффективны: затраты мощности на привод ТК несравненно меньше, чем на привод ПЦН. Однако системы комбинированного наддува имеют горячие трубопроводы для подачи выхлопных газов к ТК, что приводит к определенным неудобствам. Эти трубопроводы должны быть герметичными и хорошо теплоизолированными, что само по себе не так уж просто. Повреждение их в бою может привести не только к выходу из строя самой системы наддува, но и к пожару на самолете. Поэтому для истребителей, экономичность двигателя для которых второстепенна, моторы с двухступенчатыми ПЦН являлись более приемлемыми, тем более что конструктивно создание мотора с двухступенчатым ПЦН было относительно простым: достаточно было обеспечить вывод вала привода дополнительного ПЦН и доработать систему впускных патрубков и автоматику. Системы наддува с ТК применялись преимущественно на моторах, предназначенных для высотных бомбардировщиков, а также на некоторых высотных истребителях, например, на американском Рипаблик «Тандерболт» Р-47, мотор которого обеспечивал расчетную высоту около 10 км. Однако в СССР проблема высотности моторов для фронтовых истребителей не являлась в то время первостепенной.

Практика боевых действий показала, что погоня за высотностью не так уж необходима: большинство воздушных боев происходило на высотах до 4 км и именно там требовался максимальный избыток мощности. Поэтому в 1943 г. был создан мотор М-106П (ВК-106П) с односкоростным ПЦН и расчетной высотой всего 2000 м, но с увеличенным по сравнению с М-105ПФ наддувом (см. табл. 1). Это позволило получить некоторый выигрыш в мощности по сравнению с М-105 и М-105ПФ на высотах 1 — 3,5 км. Его удельная масса составила по номиналу всего 0,48 кг/л. с., а по взлетной мощности и того меньше — 0,44 кг/л. с. Это была минимальная удельная масса, достигнутая на советских поршневых моторах. Несмотря на выдающиеся данные этого мотора и полную его взаимозаменяемость с ВК-105ПФ, он не пошел в крупносерийное производство, была изготовлена только небольшая серия. Причина была простая: недостаток производственных мощностей и недостаточная доводка мотора. В это время велась подготовка к производству мотора ВК-107, а в крупносерийном производстве уже находились два мотора М-105П и ВК-105ПФ в двух модификациях каждый. Моторов требовалось очень много, к их производству были привлечены и автомобильные заводы, поэтому поставить в серию ВК-106П можно было только ценой уменьшения выпуска серийных моторов и замедления освоения ВК-107. Поэтому пришлось ограничиться дальнейшим

Таблица 1

Серийные моторы ОКБ В. Я. Климова (1941 – 1945 гг.)

Мотор		М-105ПА	М-105ПФ	ВК-106П	ВК-107А	ВК-108
Год выпуска		1941	1942	1943	1944	1945
Степень сжатия		7,1	7,1	6,5	6,75	6,75
Масса мотора, кг		570	620	600	765	785
Взлетный режим	Мощность, л.с.	1100	1210	1350	1650	1850
	Частота вращения, об/мин	2600	2600	2600	3200	3200
	Давление наддува, мм рт. ст.	950	1050	1225	1100	1200
Номинальные	Частота вращения, об/мин	2600	2700	2700	3000	3000
	Давление наддува, мм рт. ст.	910	1050	1175	1060	1175
Мощность при H = 0, л.с.		1020	1210	1250	1500	1600
Номинальные высотные режимы	Мощность, л. с.	1100	1260	1350	1550	1650
	Высота, м	2000	700	2000	1200	1500
	Мощность, л. с.	1050	1180	–	1450	1500
	Высота, м	4000	2700	–	3800	4500
Номинальные удельные параметры	Литровая мощность, л.с.	29,1	34,5	35,6	42,7	45,6
	Среднее эффективное давление, кгс/см^2	10,66	11,50	11,87	12,85	13,65
	Удельная масса, кг/л.с.	0,560	0,517	0,480	0,510	0,490
Октановое число топлива		94	94,5	94,5	94	95

Примечание. У всех моторов диаметр цилиндра 148 мм, ход поршня 170 мм, рабочий объем 35,08 л.

сированием ВК-105ПФ. Форсированный мотор получил обозначение ВК-105ПФ-2. Взлетная и земная номинальная мощность у этого мотора составляла 1290 л. с. при 2700 об/мин, а высотный номинал — 1240 л. с. на высоте 2200 м. Этот мотор ставили на одном из лучших советских истребителей Як-3.

Остановимся на некоторых особенностях моторов ОКБ В. Я. Климова. Так же как в моторах Испано, во всех моторах В. Я. Климова сохранилась оригинальная конструкция шатуна: вместо стяжки разъема главного шатуна болтами, как это делалось на всех других моторах, здесь применялось соединение крышки с шатуном работающими на срез коническими штифтами, запрессованными в отверстия «гребенки». Штифты, имеющие очень малую конусность (1:76), запрессовывались в отверстия тарированным ударом свободно падающего груза с определенной высоты. Эта конструкция обеспечивает малые габариты и вес кривошипной головки, достаточно проста в производстве и выдержала (с некоторыми усилениями, естественно) почти двухкратное форсирование моторов (от 860 л. с. у М-100А до 1650 у ВК-107А). Правда, на моторе ВК-107А было два ряда конических штифтов вместо одного у ВК-105ПФ. Аналогичная схема применена В. Я. Климовым для присоединения противовесов коленчатого вала к его щекам. В основном на моторах этого КБ сохранена и конструкция блока: он имел несущую рубашку и отливался вместе с головками. Гильзы, разгруженные, мокрые, ввернуты верхней частью в блок на резьбе. Герметизация верхней части гильзы обеспечена металлическими эластичными кольцами, а нижней — системой резиновых колец, затянутых гайкой.

На моторах ОКБ, как и на моторах М-25 и М-85, были применены выхлопные клапаны с натриевым охлаждением, подшипники, залитые вместо баббита свинцовистой бронзой, и многие другие конструктивно-технологические новшества.

Конструкторскому бюро В. Я. Климова приходилось все время обеспечивать увеличение мощности моторов. Немцы непрерывно повышали мощность своих моторов: в 1942 — 1943 гг. на фронте появились «мессершмитты» с моторами DB-605 взлетной мощностью 1600 л. с.

Возможности ВК-105ПФ без кардинальной переделки конструкций были исчерпаны на модификации ВК-105ПФ-2 и моторе ВК-106. Однако еще в 1942 г. был создан мотор ВК-107 с взлетной мощностью 1650 л. с. — почти в два раза большей, чем у исходного М-100А. Как уже упоминалось выше, его внедрение в серию несколько задержалось. Причиной этого было не только то, что значительно форсированные моторы ВК-105ПФ и ВК-105ПФ-2 так или иначе удовлетворяли потребности в моторах и их крупносерийное производство было хорошо отлажено, но и то, что ВК-107 был существенно переделан по сравнению с этими моторами. Повышение мощности более чем на 300 л. с. потребовало значительных конструктивных изменений, главными из которых были [6]:

полностью переработанные блоки цилиндров. Для увеличения проходных сечений клапанов каждый цилиндр имел не три, а четыре клапана — два впускных и два выхлопных;

измененные фазы газораспределения и конструкция привода клапанов;

измененные конструкции картера и коленчатого вала, шатунов, поршней, клапанов и ряда других деталей и узлов;

новый редуктор с передаточным числом 0,5;

новый ПЦН с лопатками Поликовского на входе.

Словом, это была не модификация, а совершенно другой мотор, вдобавок еще чрезвычайно форсированный — его литровая мощность составляла на номинале 42,7 л. с./л, то есть превышала достигнутую на самых совершенных образцах зарубежных моторов.

Естественно, что получить такие параметры было очень трудно, а обеспечить большой ресурс мотора при такой степени форсирования еще труднее. Тем не менее в 1944 г. мотор ВК-107А пошел в серию и ставился на самолеты Як-9У. Ресурс мотора был необычно малым — всего 25 ч. Хотя мотор имел боевой режим, но им в эксплуатации практически не пользовались, опасаясь уменьшения и без того малого ресурса. Недостатком мотора было также и расположение выхлопных патрубков внутри развала блоков, что вызывало немало осложнений в эксплуатации. В общем, мотор этот не оправдал возлагавшихся на него надежд, его не любили ни летчики, ни техники. Это был последний серийный поршневой мотор КБ В. Я. Климова. Созданный на его базе еще более мощный ВК-108 взлетной мощностью 1850 л. с. был поставлен на Як-3, и хотя с ним была получена еще бо́льшая, чем с ВК-107А, максимальная скорость, в серию он так и не пошел.

На переходе к реактивной авиации в 1945 г. была создана комбинированная силовая установка для экспериментальных самолетов И-250 (А. И. Микояна) и Су-5 (П. О. Сухого). Она состояла из двигателя ВК-107Р, который имел отбор мощности на привод компрессора воздушно-реактивного компрессорного двигателя конструкции ЦИАМ. С этой комбинированной силовой установкой (рис. 3) были получены скорости свыше 800 км/ч.

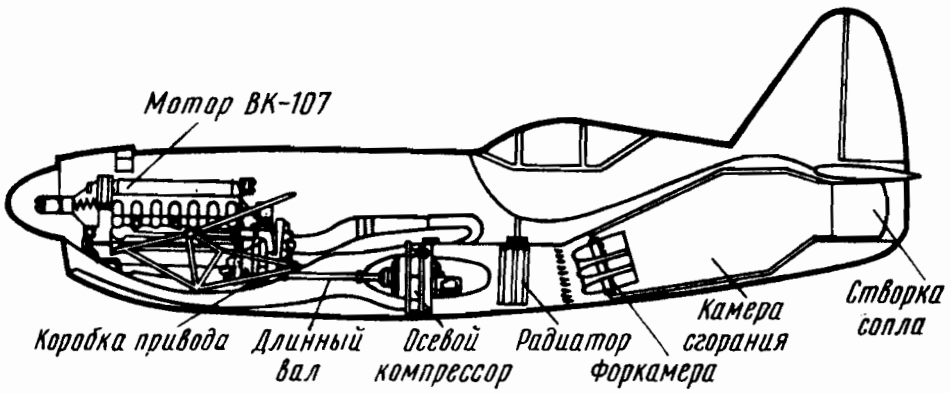


Рис. 3. Комбинированная силовая установка

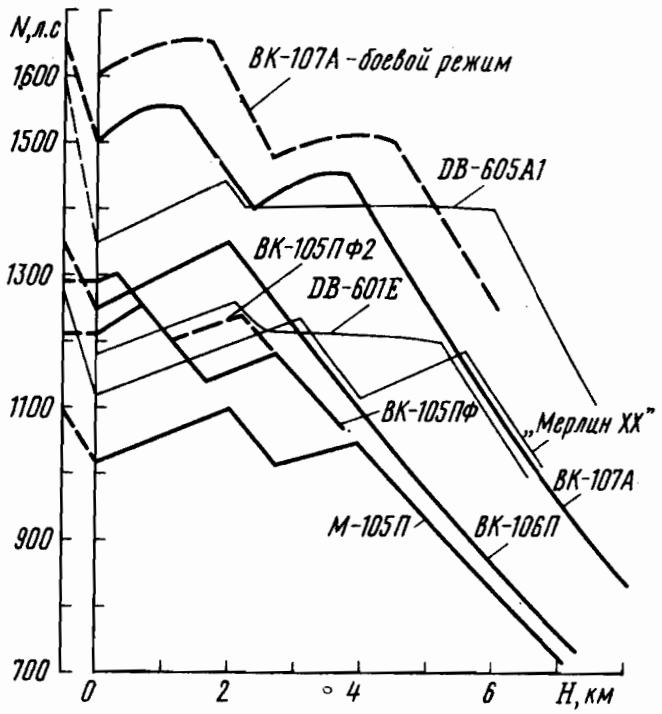


Рис. 4. Высотные характеристики моторов ОКБ В. Я. Климова

Двигатели В. Я. Климова ВК-105ПФ и ВК-105ПФ-2 были достаточно надежными, сравнительно простыми в крупносерийном производстве и всегда были на уровне требований авиации. А в военное время обеспечить это было совсем не просто! На рис. 4 показаны высотные характеристики двигателей этого КБ в сравнении с лучшими двигателями этого класса.

Число моторов, переданных в серийное производство по разработкам ОКБ В. Я. Климова, очень велико: моторов М-100 и М-103 в разных модификациях для самолетов СБ и Ар-2 изготовлено около 15 000, моторов М-105 и М-105А разных модификаций для самолетов Як-1, ЛаГГ-3, Пе-2 — более 48 000, моторов ВК-105ПФ, ВК-105ПФ-2 и ВК-107 для Як-3, Як-7, Як-9 и др. — больше 28 000, а всего — более 91 000 только для самолетных заводов, не считая поставок в запас, на замену и др. [7, с. 41, 85].

МОТОРЫ ОКБ А. А. МИКУЛИНА

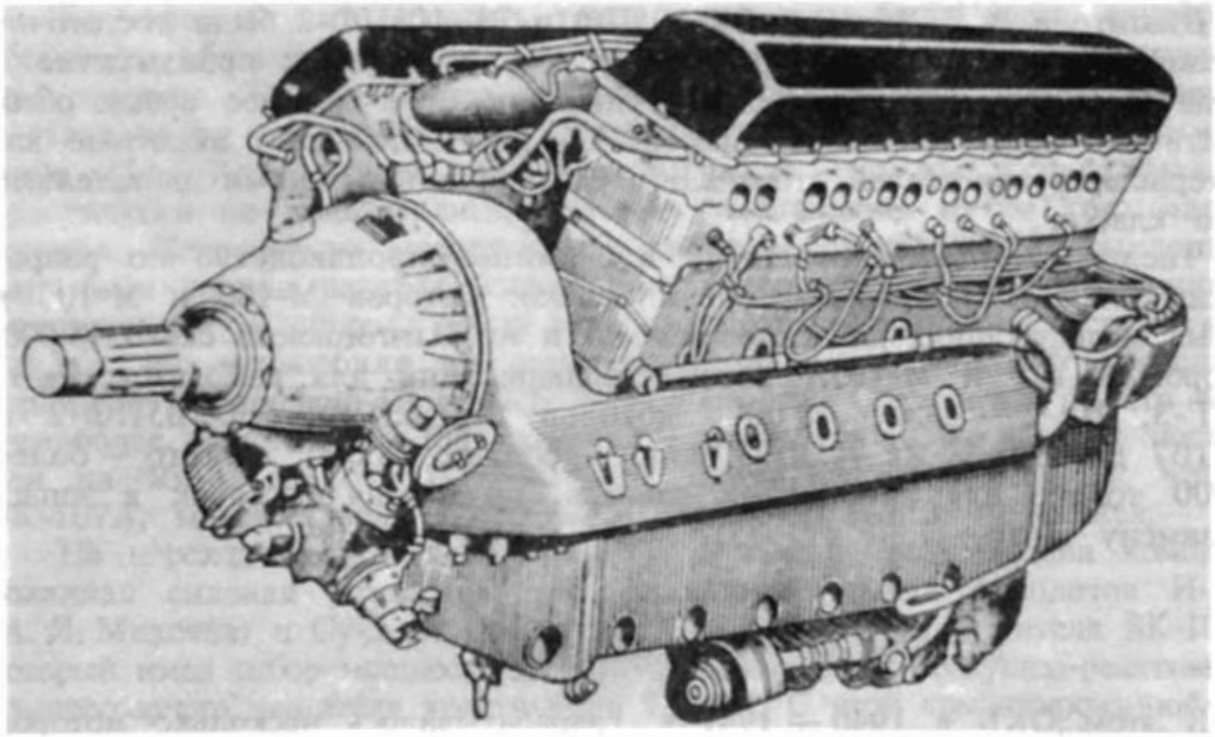
В этом ОКБ в 1940 — 1941 гг. разрабатывалось несколько моторов на базе созданного еще в 1938 г. опытного мотора АМ-35. В начале 1940 г. был создан мотор АМ-35А с повышенной до 6000 м расчетной высотой. Мотор предполагалось использовать для дальнего тяжелого бомбардировщика ТБ-7 (Пе-8) и истребителей МиГ-1. После успешных летных испытаний на МиГ-1 мотор АМ-35А в 1940 г. был запущен в крупную серию.

В это же время ОКБ выпустило еще один мотор — АМ-37, которым предполагалось заменить снятый с разработки трехблочный М-120, для первых вариантов бомбардировщика Ту-2 («103»). Этот мотор имел взлетную мощность 1450 л. с. и номинальную мощность 1400 л. с. на высоте от 6000 до 6300 м. Особенностью этого мотора была установка за ПЦН воздухо-воздушного радиатора для охлаждения воздуха, поступающего в цилиндры. Это позволило увеличить массовый заряд поступающей в цилиндры смеси и соответственно мощность мотора.

Мотор АМ-37 предполагалось устанавливать также на самолеты И-200 (МиГ-1) А. И. Микояна и М. И. Гуревича, ДБ-4 С. В. Ильюшина, ТИС («А») Н. Н. Поликарпова, ГР-1 (ИС) П. Д. Грушина, а также на МиГ-5 (ДИС) А. И. Микояна, которые разрабатывались в 1940 — 1941 гг. Был выполнен (в одном экземпляре) вариант этого мотора с выносным редуктором для истребителя Гу-1 М. И. Гудкова, который имел такую же схему установки мотора, как американская «Аэрокобра». Этот мотор имел обозначение АМ-41.

АМ-37 прошел государственные испытания в апреле 1941 г., и началось освоение его в серийном производстве, но в это время уже началась война, и в конце 1941 г. из-за резкого недостатка производственных мощностей в результате потери некоторых моторных заводов и эвакуации других, он вместе с АМ-35А был снят с производства.

Из всех моторов ОКБ самым необходимым оказался мотор АМ-38. Применение мотора АМ-35 на прототипе Ил-2 — штурмовике БШ-2 показало, что высотность для самолетов такого назначения не нужна. Поэтому на базе АМ-35 был создан специальный мотор для Ил-2 с пониженной до 1650 м расчетной высотой, увеличенной до 1600 л. с. взлетной мощностью и номинальной мощностью на земле 1500 л. с. Мотор получил обозначение АМ-38 [8].



Мотор АМ-38

Применение АМ-38 на Ил-2 обеспечило увеличение скорости, маневренности и боевой нагрузки. Самолет был запущен в серию, что потребовало значительного увеличения производства моторов, обеспечить которое вследствие эвакуации части моторных заводов (в том числе и завода, который выпускал АМ-35А, АМ-37 и АМ-38) было невероятно трудно. Поэтому для обеспечения моторами Ил-2 в конце 1941 г. было принято нелегкое решение — снять с производства моторы АМ-35А и сосредоточить усилия серийного завода и ОКБ А. А. Микулина на АМ-38 и его развитии.

Мотор АМ-38 отличался от АМ-35 и АМ-35А усиленным картером в связи с ростом нагрузок; уменьшенной степенью сжатия (6,8 вместо 7,0); новым ПЦН с передачей к крыльчатке 11,05 вместо 14,6 у АМ-35А; доработанными маслосистемами и системами охлаждения для обеспечения надежной работы мотора при некоторой недостаточности масло- и водорадиаторов, размещенных в тесных бронированных отсеках самолета.

Запущенные в серию моторы АМ-35А и осваиваемые АМ-37, а также их модификации были сняты с производства, а самолеты предписывалось переделывать под другие двигатели или прекратить их производство. Тем не менее в ОКБ непрерывно велись работы по совершенствованию не только АМ-38, но и других опытных моторов, доводка узлов и деталей, а также многие поисковые работы. Однако работа над моторами для штурмовиков «Ил» была главной. Для двухместного варианта Ил-2 в начале 1942 г. был создан мотор АМ-38Ф (форсированный), который при меньшей, чем у АМ-38, мощности на высотах имел увеличенную на 100 л. с. взлетную мощность и возможность работать некоторое время (10 мин) на взлетном режиме в диапазоне высот 0 — 1,5 км («боевой режим»). Чтобы не повышать октановое число топлива (снабжение высокооктановым горючим в то время было проблемой), уменьшили

степень сжатия (6,0 вместо 6,8), увеличили на взлетном режиме число оборотов (2350 вместо 2150) и несколько увеличили наддув при меньшей высотности. Диаметр крыльчатки ПЦН был уменьшен по сравнению с ПЦН мотора АМ-38.

С моторами АМ-38 и АМ-38Ф всю войну летали знаменитые «летающие танки» Ил-2 — уникальные самолеты Великой Отечественной войны, вписавшие в ее летопись много славных страниц. В немалой степени этому способствовали моторы АМ.

В 1943 г. А. А. Микулин стал генеральным конструктором ОКБ, имевшего свой опытный завод. ОКБ за 1942 — 1946 гг. создало много опытных моторов, в том числе АМ-39 и несколько его модификаций (табл. 2). В 1944 — 1945 гг. этот мотор ставился на опытные модификации самолета Ту-2, опытные истребители А. И. Микояна И-231 и И-220, Н. Н. Поликарпова и некоторые другие.

Таблица 2

Некоторые опытные моторы ОКБ А. А. Микулина

Мотор		АМ-39	АМ-39БТК	АМ-42БТК
Взлетный режим	Мощность, л. с.	1800	1860	2000
	Частота вращения, об/мин	2350	2350	2500
	Давление наддува, мм рт. ст.	1360	1360	1540
Номинальный земной режим	Мощность, л. с.	1580	1580	1750
	Частота вращения, об/мин	2050	2050	2350
	Давление наддува, мм рт. ст.	1200	1200	1350
Высотные номинальные режимы	Высота, м	1100	5000	7500
	Мощность, л. с.	1650	1620	1750
	Высота, м	5850	13 100	—
	Мощность, л. с.	1500	1430	—
Боевые режимы	Высота, м	1500	1000	9000
	Мощность, л. с.	1870	1890	2000
	Высота, м	5200	—	—
	Мощность, л. с.	1700	—	—
Номинальные удельные параметры	Литровая мощность, л. с./л	33,85	33,85	37,5
	Среднее эффективное давление, кгс/см^2	14,87	14,87	14,37

К 1944 г. ОКБ С. В. Ильюшина спроектировало штурмовик Ил-10, для которого был создан мотор АМ-42 с взлетной мощностью 2000 л. с. и номинальной 1770 л. с. на высоте 1600 м (главным конструктором его

был М. Р. Флиский). Чтобы достигнуть этих показателей, конструкция мотора была существенно изменена [9]:

уменьшена степень сжатия до 5,5;

увеличен наддув (давление на всасывании на взлетном режиме — 1565 мм рт. ст., т. е. в два раза выше атмосферного);

усилены коленчатый вал, шатуны, поршни и некоторые другие узлы;

пересмотрена маслосистема — введены масляные дефлекторы и обратные клапаны в поддоне картера для обеспечения лучшей откачки масла и снижения его температуры;

применены коленчатый вал с противовесами для разгрузки коренных подшипников и редуктор без упругой шестерни.

Это был последний серийный мотор ОКБ. В конце войны и после нее было создано еще несколько опытных моторов, в частности, АМ-43, АМ-44 и АМ-47, разработан турбокомпрессор для мотора АМ-44ТК, который устанавливался на опытном самолете Ту-2Д («65»). На некоторых моторах была отработана установка аппаратуры непосредственного впрыска, одним из таких моторов был АМ-39ФНВ. В серийном производстве эти моторы не были, так как уже было ясно, что поршневые моторы для скоростной авиации не нужны. ОКБ начало заниматься ТРД.

Число моторов, разработанных в ОКБ А. А. Микулина и производившихся серийно, довольно велико. По данным А. И. Шахурина и А. С. Яковлева [7, с. 41, 85], поставка моторов для обеспечения выпуска самолетов составила: до войны — около 8000, во время войны и после нее — более 41 000. Это означает, что общее число изготовленных моторов было еще бóльшим.

Поршневые моторы А. А. Микулина были самыми большими в мире бензиновыми моторами по размерам цилиндров, и хотя такие размеры цилиндров сами по себе создавали объективные трудности в доводке и форсировании, мощность серийных моторов за 10 — 12 лет повысилась: взлетная — с 850 у М-34 до 2000 л. с. у АМ-42; номинальная на земле — с 670 л. с. у М-34 до 1750 л. с. у АМ-42; на высоте 6 км — с 420 л. с. у М-34 до 1200 л. с. — у АМ-35А.

Двигателей с такими большими размерами цилиндра за рубежом не было. Только в конце войны в Германии был создан мотор Даймлер-Бенц DB-603 с размерами цилиндров 162 × 180 мм и взлетной мощностью 1800 л. с. В табл. 3 приведены данные серийных моторов А. А. Микулина периода Великой Отечественной войны, а на рис. 5 — их высотные характеристики (штриховые линии для АМ-38Ф и АМ-42 и немецкого мотора обозначают чрезвычайный или боевой режим для кратковременного форсирования мотора в полете).

МОТОРЫ ОКБ А. Д. ШВЕЦОВА

К 1941 г. в серийном производстве находились два мотора разработки этого ОКБ — М-63 и М-62ИР — последние серийные девятицилиндровые однорядные звездообразные моторы [10, 11, 12]. Так как для новых самолетов мощность М-63 была уже недостаточна, производство его на заводе № 24 им. Фрунзе в начале 1941 г. было прекращено и производственные мощности были использованы для расширения производства моторов АМ-35А и АМ-38 — основной продукции этого завода. Новый мотор М-64 (развитие М-63) в серию не внедрялся и его разработка была прекращена.

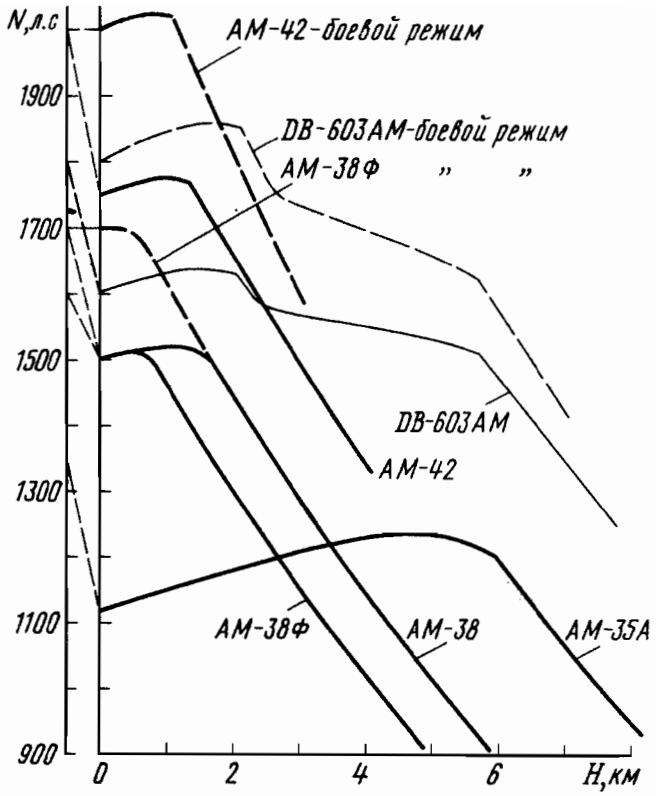


Рис. 5. Высотные характеристики моторов ОКБ А. А. Микулина

В серии на пермском заводе остался только М-62ИР, который устанавливали на транспортные самолеты Ли-2 и некоторые другие. Этот мотор относится к числу «долгожителей» — он до сих пор эксплуатируется на сотнях самолетов Ан-2. В военное время он по своим данным практически не уступал лучшим зарубежным моторам аналогичного назначения (табл. 4).

Начиная с 1939 — 1940 гг. ОКБ развернуло усиленную работу по созданию более мощных двухрядных моторов трех основных типов: 14-цилиндровых М-81 и М-82 и 18-цилиндрового М-71.

Моторы М-81 и М-71 имели такие же размеры цилиндра, как все девятицилиндровые «звезды» А. Д. Швецова: диаметр цилиндра 155, 5 мм и ход поршня 174,5 мм. По конструкции цилиндров, поршней и шатунов, а также ряда других деталей и узлов они мало отличались от своих однорядных предшественников. Большое число деталей было взято непосредственно с серийных моторов — это облегчало внедрение в серию и изготовление опытных моторов, так как опытное производство самого ОКБ еще только разворачивалось.

Мотор М-81 имел взлетную мощность 1600 л. с. при 2300 об/мин и давление наддува 1030 мм рт. ст. Его номинальная мощность составляла: 1300 л. с. на земле, 1400 л. с. на высоте 2500 м и 1300 л. с. на высоте 5200 м при наддуве 825 мм рт. ст. В 1940 г. мотор прошел государственные испытания и был установлен на истребителе И-185 вместо М-90, который не был еще доведен и не готов к летным испытаниям. Первый вылет И-185 с мотором М-81 состоялся осенью того же года. Поскольку мощность мотора была на 400 л. с. меньше, чем М-90, расчетные характеристики самолета не подтвердились, разработка мотора была прекращена и самолеты, на которых предполагалось его устанавливать, начали переделывать под моторы М-90 и М-71. Среди этих самолетов были уже упомянутый выше И-185, высотный бомбардировщик ДВБ-102 В. М. Мясищева, штурмовики П. О. Сухого Су-6 и Су-8 и некоторые другие.

Таблица 3

Серийные моторы* А. А. Микулина

Мотор		АМ-35А	АМ-38	АМ-38Ф	АМ-42	DB-603AM
Год выпуска		1940	1941	1943	1944	1944
Страна		СССР				Германия
Степень сжатия		7,0	6,8	6,0	5,5	7,2
Масса мотора, кг		830	860	880	996	970
Взлетный режим	Мощность, л.с.	1350	1600	1700	2000	1800
	Частота вращения, об/мин	2050	2150	2350	2500	2700
	Давление наддува, мм рт. ст.	1240	1285	1360	1565	1090
Номинальный земной режим	Частота вращения, об/мин	2050	2050	2050	2350	2500
	Давление наддува, мм рт. ст.	1040	1180	1200	1335	955
	Мощность, л.с.	1120	1500	1500	1750	1600
Высотный режим	Высота, м	6000	1650	750	1600	5700
	Мощность, л.с.	1200	1500	1500	1770	1510
Номинальные удельные параметры	Литровая мощность, л.с./л	24,0	32,15	32,15	37,5	35,95
	Среднее эффективное давление, кгс/см^2	10,54	14,11	14,11	14,36	12,94
	Удельная масса, кг/л.с.	0,74	0,57	0,59	0,57	0,61
Степень редукции		0,902	0,732	0,732	0,60	0,57

* У всех АМ диаметр цилиндра × ход поршня = 60×190 (196,8) мм, рабочий объем – 46,66 л; у DB-603AM диаметр цилиндра × ход поршня 162×180 мм, рабочий объем – 44,5 л.

Таблица 4

Девятицилиндровые моторы ОКБ А. Д. Швецова

Мотор		М-63	АШ-62ИР	БРАМО 323 М	Райт R-1820-65	Бристоль «Пегас»
Год выпуска		1939	1940	1940	1941	1941
Страна		СССР		Германия	США	Англия
Диаметр цилиндра, мм		155,5		154	155,5	146,05
Ход поршня, мм		174,5		160	174,6	190,5
Рабочий объем, л		29,87		26,82	29,9	28,6
Степень сжатия		7,2	6,4	6,4	6,7	6,4
Масса мотора, кг		515	560	545	595	513
Взлетный режим	Мощность, л.с.	1100	1000	1000	1200	1010
	Частота вращения, об/мин	2300	2200	2500	2500	2475
	Давление наддува, мм рт. ст.	1065	1050		1120	1020
Номинальные высотные режимы	Частота вращения, об/мин	2200	2100	2350	2300	2250
	Давление наддува, мм рт. ст.	915	900		900	865
	Высота, м	1800	1500	2500	1500	1450
	Мощность, л.с.	1000	840	800	1100	815
	Высота, м	4500	–	–	7620 (ТК)	4500
	Мощность, л.с.	900	–	–	1000	750
Номинальные удельные параметры	Литровая мощность, л.с./л	31,13	27,70	27,95	33,44	27,0
	Среднее эффективное давление, кгс/см^2	12,74	11,85	10,71	12,04	10,8
	Удельная масса, кг/л.с.	0,554	0,683	0,727	0,595	0,667
Габаритный диаметр, мм		1375		1388	1400	1405

Лучшие результаты с М-71 были получены на И-185, который после летных испытаний весной 1942 г. был рекомендован к серийному производству. Осенью того же года несколько истребителей И-185 с мотором М-71 были успешно испытаны в боевых условиях на Калининском фронте. Параллельно шли государственные испытания первого серийного образца («эталона»). Во время этих испытаний было несколько отказов мотора, один из которых привел к аварии самолета. Поэтому, когда в начале 1943 г. И-185 с мотором М-71 был рекомендован к принятию на вооружение, ОКБ А. Д. Швецова было предложено устранить обнаруженные при испытаниях дефекты, что и было сделано [13, с. 150 — 157]. Началось внедрение самолета в серию, однако в апреле 1943 г. во время доводочных испытаний самолет потерпел катастрофу, в которой погиб летчик-испытатель В. А. Степанченок. Причиной аварии было засорение жиклера карбюратора грязным бензином. В итоге доверие к самолету и мотору было подорвано, и работы как по нему, так и по выдающемуся по своим характеристикам последнему истребителю Н. Н. Поликарпова осенью 1943 г. были прекращены, несмотря на то, что и М-71 и его более мощный, но менее высотный вариант М-71Ф успешно проходили испытания на опытных штурмовиках Су-6 и Су-8.

Мотор М-71 имел взлетную мощность 2000 л. с. и номинальную — 1550 л. с. на высоте 5500 м. В варианте М-71Ф мотор имел взлетную мощность 2200 л. с. и номинальную 1800 л. с. на высоте 3600 м.

Трудно объяснить, почему оба мотора не были доведены до серийного производства. Во всяком случае, дело не в объективных трудностях доводки и перенапряженности моторов. Сравнение М-81 и М-71 с серийным М-63 по удельным параметрам на взлетном режиме (табл. 5) показывает, что оба мотора были менее нагруженными, чем их хорошо освоенные предшественники, и нет оснований считать их чрезмерно форсированными.

Таблица 5

Мотор	М-63	М-81	М-71
Литровая мощность, л. с./л	36,8	34,4	33,4
Среднее эффективное давление, кгс/см^2	14,4	13,5	13,1
Средняя скорость поршня, м/с	13,4	13,4	13,4

Скорее всего, главную роль сыграли не столько недостаточная доведенность, сколько субъективные причины и неверие руководящих инстанций в конкурентоспособность моторов воздушного охлаждения по сравнению с моторами водяного охлаждения. Первые неудачи с моторами М-87 и М-88, превосходство «мессершмиттов» над И-16, успехи истребителей с моторами М-105 — все это еще в 1939 — 1940 гг. вызвало настороженное отношение к моторам воздушного охлаждения вообще, которое наложило свой отпечаток на последующее отношение к ним. Определенное значение, несомненно, имело существенное ослабление руководства серийного завода. В 1938 г. были арестованы основные руководящие работники этого лучшего по культуре производства моторного завода. А. Д. Швецову пришлось совмещать обязанности главного конструктора ОКБ и технического директора завода в течение 1939 — 1940 гг.

В ОКБ вместе с М-81 и М-71 в инициативном порядке разрабатывали совершенно новый мотор М-82, ведущим конструктором которого был И. П. Эвич. Этот малогабаритный мотор [14] представлял собой 14-цилиндровую двухрядную «звезду» с тем же диаметром цилиндров, что у всех предшествующих моторов, но с укороченным до 155 мм ходом поршня. Это позволило существенно уменьшить габаритный диаметр мотора — до 1260 вместо 1375 мм у прежних моторов. Удлиненный носок картера позволял обеспечить хорошее капотирование мотора при его установке на самолете и таким образом снизить аэродинамическое сопротивление двигательной установки. Мотор имел довольно напряженные удельные параметры: его взлетная литровая мощность составляла 41,3 л. с./л, а среднее эффективное давление на том же режиме 15,5 кгс/см^2, то есть существенно больше, чем у М-71 и М-81. Тем не менее мотор, как говорится, «получился» и довольно быстро был признан, правда не без трудностей.

Мотор прошел государственные испытания в 1940 г. и мог быть сравнительно легко запущен в серию, так как его внедрение не сопровождалось коренной переделкой технологической оснастки. Поршни, поршневые кольца, гильзы цилиндров, клапаны, пальцы, основные посадочные места коленчатого вала, шатунов, детали газораспределения имели те же размеры, что у серийных двигателей М-62 и М-63. Поэтому параллельно с проведением комплекса государственных испытаний в производство была запущена установочная серия. Однако в высших инстанциях было принято решение перевести завод на производство моторов водяного охлаждения А. А. Микулина.

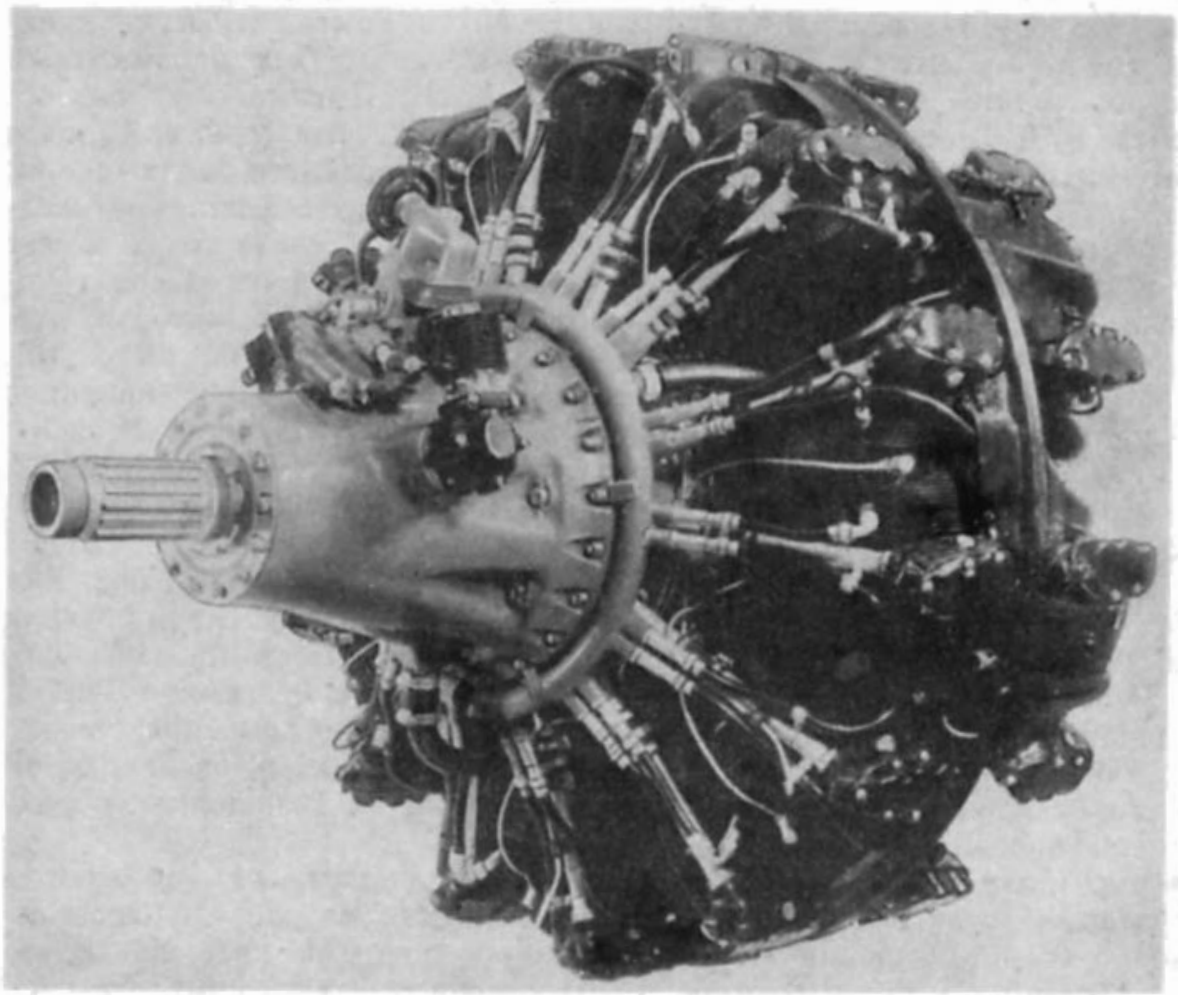
В это время секретарем пермского обкома партии был Николай Иванович Гусаров, который оказывал всемерную поддержку ОКБ и серийному заводу во всех их начинаниях. Может быть, известное значение имело то, что Н. И. Гусаров по образованию был авиационным инженером, одним из первых выпускников МАИ. Именно ему довелось сообщить А. Д. Швецову печальную весть о том, что серийный завод решено специализировать на выпуск моторов водяного охлаждения. А это, по существу, означало, что темпы работ по созданию и внедрению в серию новых моторов А. Д. Швецова резко снизятся, а может быть, и прекратятся вовсе, так как без помощи серийного завода трудно было рассчитывать на быстрое изготовление опытных моторов, тем более, что другого такого серийного завода практически не было. Однако, убедившись в высоких качествах М-82, Н. И. Гусаров направил в ЦК протест с выражением несогласия с принятым решением. Решение было отменено, и 22 мая 1941 г. мотор, получивший обозначение М-82, прошел повторные государственные испытания и был запущен в серийное производство. Однако, поскольку отмеченное решение о снятии М-82 включало в себя и решение не разрабатывать самолет под этот мотор, то в начале войны его ставили лишь на первые серии Ту-2 и малую серию Су-2. Срочно были заказаны варианты МиГ-3, Як-1 и ЛаГГ-3 под М-82, однако удачным оказался лишь вариант ЛаГГ-3, получивший потом название Ла-5 — истребитель, заслуживший признание летчиков. Мотор М-82 устанавливался кроме ЛА-5 на бомбардировщики Ту-2, которые пошли в крупную серию, к сожалению, только во второй половине войны.

Мотор получился очень хорошим, вполне надежным, простым в эксплуатации и очень живучим. Было множество случаев прихода самолетов с боевого задания с пулевыми и осколочными пробоинами цилиндров, причем мотор сохранял работоспособность в течение времени, которого в большинстве случаев было вполне достаточно для благополучного выхода из боя и возврата на аэродром или на свою терри-

торию. На самолетах с моторами водяного охлаждения любая пробоина, скажем, в блоке цилиндров, приводила к почти немедленному выходу мотора из строя.

В декабре 1942 г. была выпущена модификация под маркой М-82Ф, которая отличалась от М-82 главным образом неограниченным временем работы на взлетном режиме. Нет надобности говорить о том, какое значение для боевой работы истребителя имела эта особенность: до высоты примерно 1500 — 1600 м мотор в условиях боя имел дополнительно 200 — 300 л. с. мощности. Для обеспечения этого режима у мотора М-82Ф был усовершенствован ряд узлов, главным образом передача к ПЦН и маслосистема.

По характеристикам М-82 превосходил лучшие образцы зарубежных моторов (табл. 6). Достаточно сказать, что мотор BMW-801 для истребителей FW-190 был запущен в серию только в 1942 г., и имел меньшую мощность и больший вес, чем М-82. Следует отметить, что BMW-801 имел и важное преимущество — единый блок управления режимами работы. Все управление было сведено к одному рычагу, связанному с единым блоком управления, который автоматически устанавливал оптимальный режим по наддуву и оборотам. Таких отечественных систем в то время не было. Наиболее распространенные серийные двухрядные «звезды» союзников (американские Райты и английские Бристоль «Геркулес») каких-либо заметных преимуществ перед М-82 не имели, но по габаритам они все были больше.



Мотор АШ-82ФН

Таблица 6

14-цилиндровые моторы ОКБ А. Д. Швецова

Мотор		М-82, М-82Ф	АШ-82ФН	АШ-83	BMW-801	Бристоль «Геркулес»	Райт R-2600-9
Год выпуска		1941 — — 1942	1943	1945	1942	1941	1941
Страна		СССР			Германия	Англия	США
Диаметр цилиндра, мм		155,5			156	146,05	155,6
Ход поршня, мм		155			156	165,10	160,3
Рабочий объем, л		41,2			41,7	38,7	42,7
Степень сжатия		7,0	7,0	6,9	6,7	7,0	6,9
Масса мотора, кг		870	900	915	1014	850	900
Взлетный режим	Мощность, л. с.	1700	1850	1900	1600	1615	1700
	Частота вращения, об/мин	2500	2400	2500	2700	2900	2600
	Давление наддува, мм рт. ст.	1140	1200	1260	990	1170	1118
Номинальные высотные режимы	Частота вращения, об/мин	2400	2400	2450	2400	2400	2400
	Давление наддува, мм рт. ст.	950	1000	1040	960	1070	1016
	Высота, м	2050	1650	2000	700	1680	2040
	Мощность, л. с.	1540	1630	1700	1460	1400	1500
	Высота, м	5400	4650	5750	4100	4100	3960
	Мощность, л. с.	1330	1430	1500	1300	1300	1350
Номинальные удельные параметры	Литровая мощность, л. с./л	33,98	37,13	37,40	34,05	34,88	35,12
	Среднее эффективное давление, кгс/см^2	12,74	13,93	13,74	12,77	13,08	13,17
	Удельная масса, кг/л. с.	0,621	0,58	0,595	0,714	0,63	0,60
Габаритный диаметр, мм		1260			1290	1320	1380

В 1943 г. был выпущен в серию мотор М-82ФН взлетной мощностью 1850 л. с. — первый советский серийный мотор, имевший вместо карбюратора систему непосредственного впрыска топлива в цилиндры. Конструкция его была существенно пересмотрена и усилена, в частности увеличено оребрение головок цилиндра (на 27%), поставлены выхлопные клапаны с увеличенным диаметром штоков, увеличено сечение всасывающих труб, усилены поршни, улучшена конструкция привода к ПЦН.

Моторы М-82, М-82Ф и М-82ФН выпускались в двух модификациях каждый: с редуктором с передаточным числом 9:16 для бомбардировщиков, штурмовиков и транспортных самолетов и 11:16 для истребителей [12, 14].

С 1 апреля 1944 г. моторы ОКБ получили право обозначаться инициалами главного конструктора — АШ.

Во время войны в серийном производстве были моторы М-63 (до середины 1941 г.), М-82, М-82Ф, АШ-82ФН и АШ-62ИР. Они устанавливались на следующих самолетах:

АШ-62ИР — на ПС-35 и Ли-2, а после войны — на Ан-2;

АШ-82 и АШ-82Ф — на Ла-5, Су-2, Су-4, ТБ-7, Ту-2 (первые серии);

АШ-82ФН — на Ла-5ФН, Ла-7, Ту-2, а после войны на Ла-9, Ла-11.

В конце войны был создан мотор АШ-83 с взлетной мощностью 1900 л. с. и номиналом 1500 л. с. на высоте 5750 м. Увеличение мощности и высотности мотора потребовало существенного изменения его конструкции. В частности, была пересмотрена компоновка агрегатов на носке картера, усилен коленчатый вал, изменена конструкция ПЦН, установлена модифицированная система непосредственного впрыска, усовершенствована маслосистема. Мотор выпускался серийно [12]. Высотные характеристики моторов ОКБ А. Д. Швецова приведены на рис. 6.

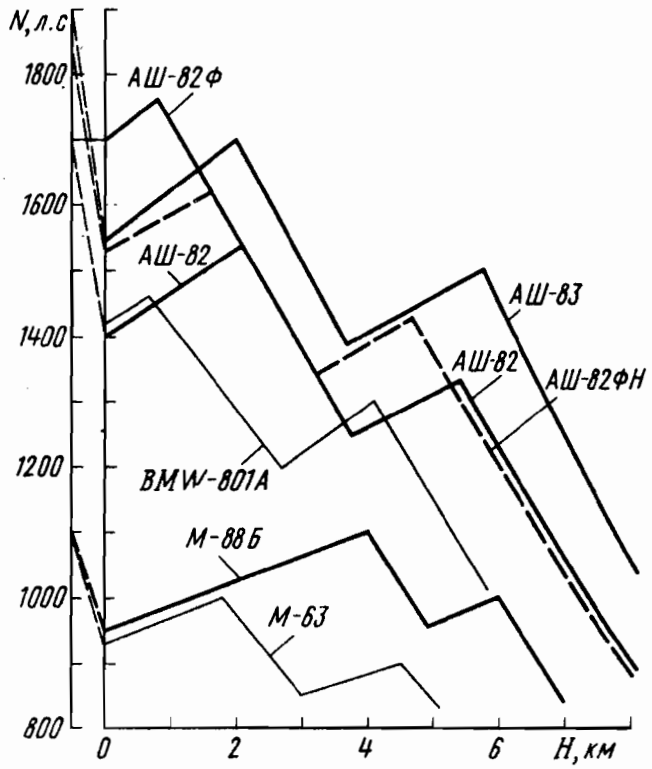
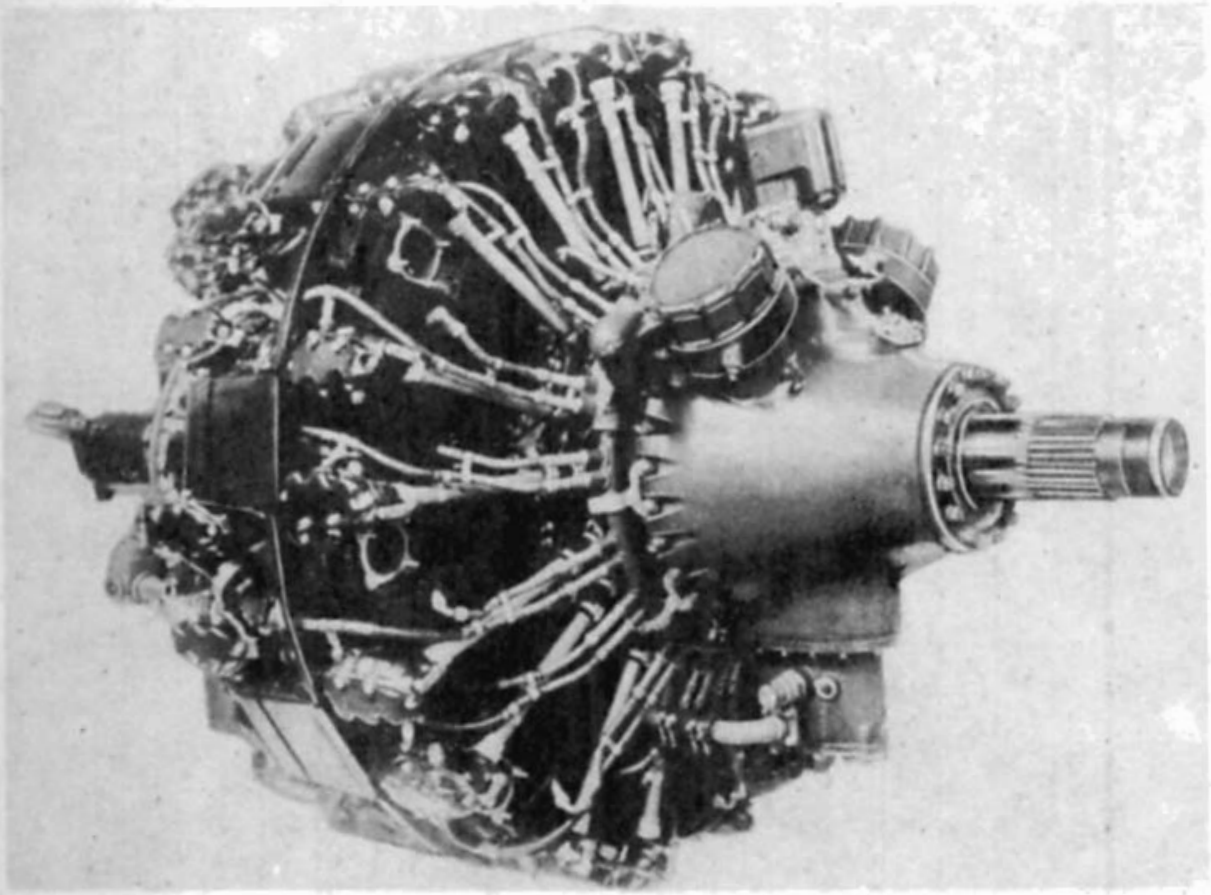


Рис. 6. Высотные характеристики некоторых звездообразных моторов 1940 — 1946 гг.

После войны ОКБ А. Д. Швецова начало интенсивные работы по созданию отечественных ТРД и продолжало также работы по созданию поршневых моторов для дальних бомбардировщиков и гражданских самолетов. Было создано несколько моторов, которые находились в крупносерийном производстве.

В 1946 г. прошел государственные испытания и был передан в серийное производство мотор АШ-21 для учебно-тренировочного самолета



Мотор АШ-73ТК

Як-11 — однорядный семицилиндровый звездообразный мотор с такими же размерами цилиндров, как у АШ-82. Он представлял собой, по существу, «половинку» АШ-82, имел односкоростной ПЦН и редуктор. Серийное производство мотора в СССР и в странах социалистического содружества продолжалось около 10 лет.

В 1947 г. прошли государственные испытания и началось освоение серийного производства мощного высотного мотора АШ-73ТК для бомбардировщика Ту-4. Это был 18-цилиндровый двухрядный мотор с таким же диаметром цилиндра, как у всех моторов А. Д. Швецова, но с уменьшенным до 170 мм ходом поршня. Мотор имел комбинированный наддув от ПЦН и двух турбокомпрессоров типа ТК-19, разработанных в ОКБ. Взлетная мощность АШ-73К составляла 2400 л. с. Система наддува обеспечивала расчетную высоту 10 000 м. В серии мотор был до 1954 г. В небольшой серии строился маловысотный вариант этого мотора — АШ-73 без турбокомпрессора для самолетов Бе-6 и некоторых других [16].

На базе АШ-83 в 1949 г. был создан мотор АШ-82Т повышенной надежности для самолета Ил-14. Мотор находился в серийном производстве в СССР до 1953 г. и в некоторых странах социалистического содружества до 1977 — 1978 гг., он эксплуатируется до настоящего времени; ресурс его доведен до 1200 ч. Мотор имеет довольно малый удельный расход топлива на крейсерских режимах полета — 200 — 220 г/(л. с.·ч). Конструктивными особенностями его являются редуктор с самоустанавливающейся ведущей шестерней для выравнивания нагрузок на сателлитные шестерни передачи и механизм уравновешивания сил инерции второго порядка, а также «плавающие» седла клапанов. В отличие от моторов АШ-82ФН и АШ-21 запуск мотора производился

Таблица 7

Послевоенные серийные моторы ОКБ А. Д. Швецова

Мотор		АШ-21	АШ-82Т	АШ-73	АШ-73ТК
Число цилиндров		7	14	18	
Ход поршня, мм		155		170	
Рабочий объем, л		20,6	41,2	58,1	
Степень сжатия		6,4	6,9	6,9	
Масса мотора, кг		487	1020	1330	1355
Взлетный режим	Мощность, л.с.	700	1900	2400	
	Частота вращения, об/мин	2300	2600	2600	
	Давление наддува, мм рт. ст.	960	1250	1230	
Номинальные режимы	Частота вращения, об/мин	2300	2400	2400	
	Давление наддува, мм рт. ст.	850	1020	1030	
	Мощность земная, л.с.	570	1530	2000	
	Высота, м	1700	1600	1500	10 000
	Мощность высотная, л.с.	615	1630	2100	2000
Номинальные удельные параметры	Литровая мощность, л.с./л	27,67	37,13	34,42	34,42
	Среднее эффективное давление, кгс/см^2	10,83	13,93	12,91	12,91
	Удельная масса, кг/л.с.	0,854	0,666	0,665	0,678
Удельный расход топлива крейсерский, г(л.с.·ч)		225	215	230	225

не сжатым воздухом, а при помощи электроинерционного стартера комбинированного действия, как на моторах АШ-73ТК [17].

В серийном производстве находились еще и разработанные в ОКБ вертолетные редукторы, вертолетные двигатели АШ-82В и «долгожитель» АШ-62ИР.

Последними поршневыми моторами, разработанными в ОКБ, были четырехрядные 28-цилиндровые АШ-2ТК и АШ-2К — так называемые сверхмощные, разработка которых для проектируемых дальних бомбардировщиков Ту-85 началась в 1947 г.

Мотор АШ-2ТК имел комбинированный наддув от односкоростного ПЦН и двух турбокомпрессоров ТК-19Ф. Он успешно прошел государственные испытания в 1948 г., но самолетостроители потребовали увеличить мощность и высотность, а также повысить экономичность. По этому заданию на базе АШ-2ТК был создан комбинированный двигатель АШ-2К, который обеспечивал выполнение этих требований путем максимального использования энергии выхлопных газов. Двигатель был снабжен работающими на выхлопных газах семью турбинами, которые передавали вырабатываемую ими мощность на коленчатый вал мотора. Энергия отходящих газов использовалась также для привода турбокомпрессора ТК-2, а после силовых турбин и ТК — для создания реактивной тяги. Взлетная мощность АШ-2ТК составляла 4000 л. с., а АШ-2К — 4500 л. с. В то время более мощных двигателей не было создано во всем мире. АШ-2К изготовлялся в опытном производстве до 1952 г.

Кроме перечисленных выше, в 1948 г. в ОКБ был создан на базе АШ-83 еще один мотор с комбинированным наддувом (ТК + ПЦН) — АШ-84. Он имел очень большую расчетную высоту — 12 300 м. Чтобы обеспечить надежное охлаждение цилиндров на такой большой высоте, пришлось прибегнуть к установке на нем двухскоростного вентилятора, который обеспечивал достаточные расход и напор охлаждающего воздуха. Это был, по-видимому, единственный мотор с такой системой охлаждения. Он был разработан для высотных дальних разведчиков. Однако разработку самолета прекратили, соответственно была прекращена и разработка мотора, несмотря на хорошие результаты испытаний.

Основные данные моторов АШ-21, АШ-82Т и АШ-73ТК приведены в табл. 7.

По числу серийных моторов ОКБ А. Д. Швецова уступает лишь ОКБ В. Я. Климова. Не считая массового и фактически уже «не швецовского» М-11, только для поставки на самолетные заводы было сделано более 75 тыс. моторов, в том числе:

до войны (М-25, М-25А, М-25В, М-62, М-63) более 17 тыс.;

во время войны (М-62ИР, М-82, М-82Ф, АШ-82ФН) более 33 тыс.;

после войны (АШ-62ИР, АШ-83, АШ-82Т, АШ-73ТК, АШ-21) примерно 25 тыс.

Три мотора А. Д. Швецова побили все рекорды длительности пребывания в эксплуатации: М-11 — около 30 лет, АШ-62ИР — больше 40 лет, а АШ-82Т — 37 лет.

МОТОРЫ ДЛЯ ДАЛЬНЕЙ И ЛЕГКОМОТОРНОЙ АВИАЦИИ

Потребности ВВС не исчерпывались перечисленными выше моторами для фронтовой авиации. Кроме них нужны были моторы для дальней бомбардировочной авиации, а также для связных, штабных, транспортных, санитарных и других вспомогательных самолетов.

Большая длительность полета дальних бомбардировщиков, причем, как правило, на больших высотах и в сложных метеорологических условиях требовала не только отличной работы хорошо подготовленных экипажей, но и особой надежности материальной части, в частности моторов. Поэтому нельзя не сказать о тех моторах, которые обеспечивали нелегкую работу дальних бомбардировщиков. Основную массу этих самолетов во время войны составляли бомбардировщики ДБ-3 и Ил-4 (ДБ-3Ф) С. В. Ильюшина. На разных модификациях этих самолетов вначале устанавливались моторы М-85, в 1938 г. они были заменены моторами М-86. В 1939 г. на усовершенствованный вариант самолета ДБ-3 были поставлены более мощные и высотные моторы М-87, а с 1940 г. и до конца войны на самолете Ил-4 стояли моторы М-88, М-88Б и М-88Ф [18, 19].

Эвакуированное на восток КБ Е. В. Урмина продолжало в трудных условиях опытные работы и добилось значительных успехов в создании мощных двигателей воздушного охлаждения, но сложившаяся обстановка не позволила использовать их. Основным серийным мотором оставался М-88. На нем ильюшинские бомбардировщики наносили бомбовые удары по ближним и дальним тылам противника.

Е. В. Урмин, будучи главным конструктором ОКБ завода, который во время войны выпускал серию М-88Б, добился вполне надежной работы этих моторов и одновременно увеличил взлетную мощность до 1250 л. с. на модификации М-88Ф, которая находилась в серийном производстве с конца 1943 г. Был доведен также мотор М-89, имевший мощность 1300 л. с. на высоте 6000 м, а также новый 18-цилиндровый М-90 взлетной мощностью 2000 л. с. Оба мотора прошли испытания, но в серию не пошли вследствие целого ряда объективных причин, главной из которых была все та же острая нехватка производственных мощностей.

Моторов семейства М-85 — М-88 до войны было выпущено около 4000, во время войны — более 12 000 [7, с. 85]. После войны эти моторы были сняты с производства, а ОКБ под руководством сначала А. Г. Ивченко, а затем В. А. Лотарева перешло к разработке газотурбинных двигателей. Однако в этом ОКБ продолжалось и проектирование поршневых моторов — были созданы и внедрены в серийное производство девятицилиндровые звездообразные моторы АИ-14Р и М-14П взлетной мощностью соответственно 260 и 360 л. с.

Нужды транспортной и десантной авиации удовлетворялись в основном моторами АШ-62ИР, о которых подробно рассказано выше. Что касается легкомоторной авиации, то она располагала практически только М-11, который в модификации М-11Д в больших количествах выпускался на андижанском и некоторых других заводах. Главное применение этот неприхотливый, очень простой и надежный в эксплуатации, работавший на обычном автобензине мотор нашел на самолетах У-2 (с 1944 г. По-2). Во время войны было создано несколько его модификаций, но они были внедрены в производство лишь после войны. Конструкторские работы и доводку тех немногих опытных моделей М-11, которые удалось создать, возглавлял М. А. Коссов. Всего моторов М-11 разных модификаций только для самолетостроительных заводов было сделано более 56 тыс., из них 33 тыс. для По-2 [7, с. 211]. Общее число моторов М-11 за все время его производства, т. е. до 1953 г., составило, вероятно, не менее 120 тыс.

Подводя итоги развития моторостроения во время Великой Отечественной войны, можно констатировать, что несмотря на большие трудности военного времени в этой области были достигнуты значительные успехи. В частности:

советская авиация была обеспечена достаточным числом первоклассных моторов, причем моторов основных типов было немного, что способствовало развертыванию крупносерийного производства;

уже к середине войны число изготовленных моторов было таким же, как в Германии, и немногим меньше, чем в США и Англии;

за время войны взлетная мощность основных моторов для боевых самолетов возросла с 1100 — 1300 до 1900 — 2000 л. с., а номинальная — с 1000 — 1100 до 1500 — 1700 л. с.;

удельные параметры моторов были существенно улучшены — литровая мощность достигла 37 — 42 л. с./л, а среднее эффективное давление — 13 — 14 кгс/см^2;

номинальная удельная масса, достигшая в 1941 — 1942 гг. 0,5 — 0,55 кг/л. с., к концу войны составляла в среднем 0,55 — 0,65 кг/л. с., как у лучших иностранных моторов.

Технологически моторы, в основном, остались на уровне начала войны. Новые материалы появились лишь в самом конце войны, а освоены только после нее. Это было одной из причин замедленного внедрения систем комбинированного наддува с применением ТК и в какой-то степени сказалось на темпах создания газотурбинных двигателей, так как во время войны не уделялось внимания жаропрочным турбинным сплавам.

Отставание наблюдалось в области автоматики управления режимами работы мотора. В СССР не было агрегатов, подобных, например, так называемому центральному посту управления мотора BMW-801. Этот «пост» имел на входе один рычаг управления, при заданном положении которого оптимальный режим работы обеспечивался автоматически. «Пост» обеспечивал управление регулятором частоты вращения, регулятором давления наддува, выбирал режимы работы насоса непосредственного впрыска топлива, переключал скорости вращения ПЦН и задавал необходимое положение створок капота, поддерживая нужную температуру головок цилиндров. Конечно, такие агрегаты существенно облегчали работу летчика. В СССР к концу войны были внедрены так называемые агрегаты «винт-газ» — механизмы, которые обеспечивали кинематическую связь управления регулятором оборотов и давлением наддува от одного рычага [20, с. 155]. Возможно, что некоторое влияние на сложность внедрения новых идей оказало ограничивающее действие приказа НКАП № 118, согласно которому изменения в конструкцию самолета или мотора могли быть внесены только с разрешения правительства [1, с. 87].

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ И ОПЫТНЫЕ РАБОТЫ

В первый период войны эвакуация на восток ЦИАМ и других научных учреждений, опытных и серийных заводов существенно усложнила связи между ними и уменьшила возможности исследований. Тем не менее даже в этих трудных обстоятельствах проводились научно-исследовательские работы по ряду проблемных прикладных направлений, связанных с созданием и совершенствованием моторов, новых типов двигателей и силовых установок в целом. Эти работы проводились главным образом в ЦИАМ, ЛИИ и ЦАГИ в тесном контакте с ОКБ и серийными заводами.

Большое значение имели изыскание и подбор новых авиационных топлив и масел. В начале войны на снабжении авиации были бензины Б-70 и Б-74 с исходным (без антидетонационных присадок) октановым числом соответственно 70 и 74, что позволяло получить с присадками

топливо с октановым числом до 87 — 90. К середине войны был получен исходный бензин Б-78, который обеспечивал производство топлива с октановым числом до 95 — 97, а к концу войны до 100. Это расширяло возможности совершенствования моторов путем их форсирования. Немалое значение имели исследования и выработка рекомендаций по применению топлив и масел, которые поставляли союзники.

Большое значение имели работы по обеспечению быстрого и надежного запуска моторов в суровых зимних условиях. Проблема состояла не только в том, что сам запуск при морозе был затруднен, но и в том, что прогрев мотора, маслосистема которого заполнена загустевшим холодным маслом, приводит к повышенному износу и выходу из строя ряда деталей, главным образом цилиндровой группы. К зиме 1942 — 1943 гг. проблема была решена: все основные моторы были оборудованы системами холодного запуска. Суть такой системы состоит в том, что при запуске масло, поступающее в мотор, проходит через специальное дозирующее устройство, где к нему добавляется 8 — 12% бензина; разжиженное бензином масло обеспечивает надежную смазку трущихся деталей: через некоторое время подача бензина, разжижающего масло, прекращается, и по мере прогрева мотора содержащийся в масле бензин испаряется. Внедрение холодного запуска существенно упростило зимнюю эксплуатацию моторов, сократило число отказов и повысило надежность.

Одной из важных работ было определение возможностей и способов обеспечения работы моторов на так называемых боевых или чрезвычайных режимах — кратковременное повышение мощности сверх номинальной не только на взлете, но и в полете на высоте.

Большое внимание уделялось повышению высотности моторов. Были исследованы и к концу войны внедрены системы комбинированного наддува, в которых в качестве первой ступени используется ПЦН с относительно малой расчетной высотой, а на высотах, бо́льших расчетной (для ПЦН), в работу постепенно включается турбокомпрессор. Комбинированный наддув был отработан на нескольких опытных моторах и внедрен на серийных дизелях АЧ-30 и, уже после войны, на моторах АШ-73ТК, ВД-3ТК и комбинированных двигателях АШ-2К и ВД-4К.

Комплекс работ по созданию работоспособных турбокомпрессоров позволил подойти к развертыванию исследований по проблемам создания газотурбинных двигателей. В конце войны в ЦИАМ были продолжены начатые еще в 1934 — 1936 гг. работы В. В. Уварова по турбовинтовым двигателям. Опытный образец такого двигателя был испытан сразу после войны [20, с. 185 — 186]. Определенное значение имело создание в ЦИАМ под руководством К. В. Холщевникова мотокомпрессорной установки ВРДК, испытанной на самолетах И-250 А. И. Микояна и Су-5 П. О. Сухого в составе комплексной силовой установки с мотором ВК-107.

Улучшению характеристик боевых самолетов способствовал комплекс работ ЦИАМ, ЛИИ и ЦАГИ по исследованию такого способа увеличения пропульсивной мощности мотора, как использование реакции выхлопа. На основе этих исследований на многих скоростных самолетах были применены реактивные патрубки, обеспечившие ощутимое увеличение скорости. Так, для мотора с расчетной высотой около 5 км и давлением наддува 1000 — 1300 мм рт. ст. при скорости полета 550 — 600 км/ч применение оптимально подобранных реактивных патрубков эквивалентно приросту мощности мотора на 8 — 12% на уровне моря и на 15 — 20% на высоте, равной или большей расчетной.

Несмотря на трудности военного времени продолжались работы по исследованию и созданию двигателей новых типов для летательных ап-

паратов: ЖРД, ПВРД, ПуВРД, а также по совершенствованию методов расчета моторов, методов и техники их стендовых и летных испытаний.

К концу войны стало ясно, что дальнейший рост скорости полета самолетов с поршневыми моторами и воздушным винтом в качестве движителя достиг практического предела. Появление у немцев и англичан, а потом и у американцев самолетов с ТРД показало, что эра поршневых моторов в скоростной авиации кончается.

С самого начала зарождения авиации главным направлением в развитии поршневых моторов было повышение мощности. Так, с начала первой мировой войны и до начала второй мощности моторов увеличились от 60 — 100 до 1000 — 1500 л. с. За это же время скорости полета выросли от 100 — 120 до 550 — 600 км/ч, то есть примерно в пять раз. За время второй мировой войны мощность серийного мотора увеличилась еще в полтора раза, однако прирост скорости оказался существенно меньшим — у лучших истребителей он составил всего 15 — 20%.

Наращивание мощности моторов уже не давало заметного прироста скорости самолетов. Например, если самолет Як-1 имел в 1940 г. максимальную скорость 585 км/ч при мощности мотора около 1050 л. с., то Як-3 с мотором ВК-107А достигал скорости 720 км/ч на высоте 6 км при мощности мотора на этой высоте более 1500 л. с. Дальнейшее заметное увеличение скорости оказалось практически невозможным: на этом же самолете с мотором ВК-108 при мощности, большей на 20% скорость увеличилась всего на 3,5% (745 вместо 720 км/ч). Кстати сказать, и абсолютные рекорды скорости самолетов с поршневыми моторами росли очень медленно: поставленный еще в 1939 г. мировой рекорд скорости 755,1 км/ч при мощности мотора около 1800 л. с. был побит лишь в 1969 г., когда на самолете с мотором мощностью около 3000 л. с. была достигнута скорость 777 км/ч.

Это означает, что существует некий предел скорости полета с поршневым мотором. Дело в том, что установившаяся скорость горизонтального полета самолета с двигателем, создающим потребную тягу посредством передачи мощности на воздушный винт, однозначно определяется удельной массой двигателя, долей его массы в полетной массе самолета и его аэродинамическим качеством. Из «уравнения существования» самолета в полете [21, с. 12 — 20] можно вывести простую однозначную зависимость такой максимально возможной удельной массы двигателя, при которой возможно достижение той или иной скорости. Эта зависимость может быть выражена уравнением

$$\gamma_{дв} = K p_в \frac{G_{дв}}{G_0},$$

где $\gamma_{дв}$ — удельная масса двигателя, кг/л. с.,

$p_в$ — коэффициент тяги винта, кгс/л. с.,

K — аэродинамическое качество самолета;

$G_{дв}/G_0$ — отношение массы двигателя к полетной массе самолета.

Определяющим фактором является то обстоятельство, что коэффициент тяги винта при постоянной мощности мотора существенно зависит от скорости полета — он обратно пропорционален ей. На рис. 7 показано изменение коэффициента $p_в$ от скорости полета при КПД винта, равном 0,75. Диапазон значений произведения $K(G_{дв}/G_0)$ сравнительно невелик: для самолетов с поршневыми моторами он не выходит за пределы 1,5 — 2.

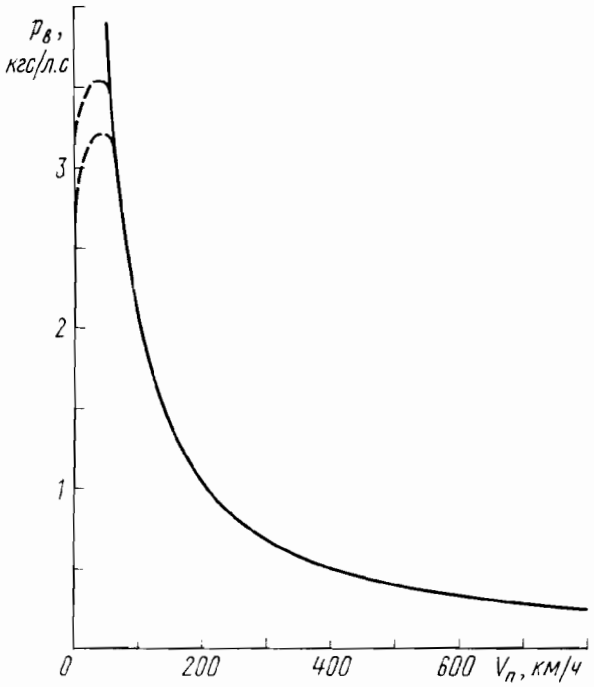


Рис. 7. Зависимость коэффициента тяги винта от скорости полета

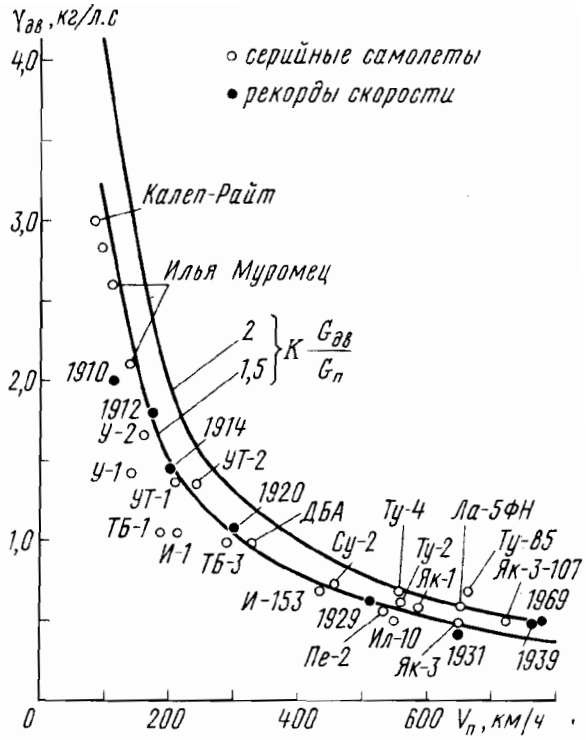


Рис. 8. Зависимость удельной массы мотора от скорости полета и характеристик самолета

На рис. 8 показана зависимость максимально допустимой удельной массы поршневого мотора от скорости полета, из которой видно, что достижение скорости полета более 750 — 800 км/ч практически невозможно, так как для этого требуется, чтобы удельная масса не превышала 0,4 — 0,5 кг/л. с. Однако к концу второй мировой войны удельная масса поршневых моторов вопреки прогнозам стала возрастать и после войны на моторах боевой авиации мощностью 2000 — 4000 л. с. достигла 0,6 — 0,7 кг/л. с. Дело в том, что увеличение мощности без увеличения размеров и числа цилиндров достигалось главным образом за счет увеличения частоты вращения и давления наддува. Это, в свою очередь, вызывало увеличение нагрузок на детали и, естественно, увеличение массы. Увеличению абсолютной и удельной масс способствовало также и усложнение конструкций моторов. Внедрение редукторов, двухскоростных и двухступенчатых ПЦН, ТК, автоматики, новых агрегатов и приводов к ним даром не обходилось.

Потребовались другие, принципиально новые силовые установки. Такими установками стали газотурбинные двигатели (ТРД), самолеты с которыми уже появились к концу войны за рубежом. Главной и принципиальной особенностью ТРД было то, что их тяга в значительном диапазоне дозвуковых скоростей была почти постоянной, а достижимая скорость полета ограничивалась только приближением скорости полета к скорости истечения газов из реактивного сопла и аэродинамическими характеристиками самолета. Это открыло совершенно новые возможности для скоростной авиации.

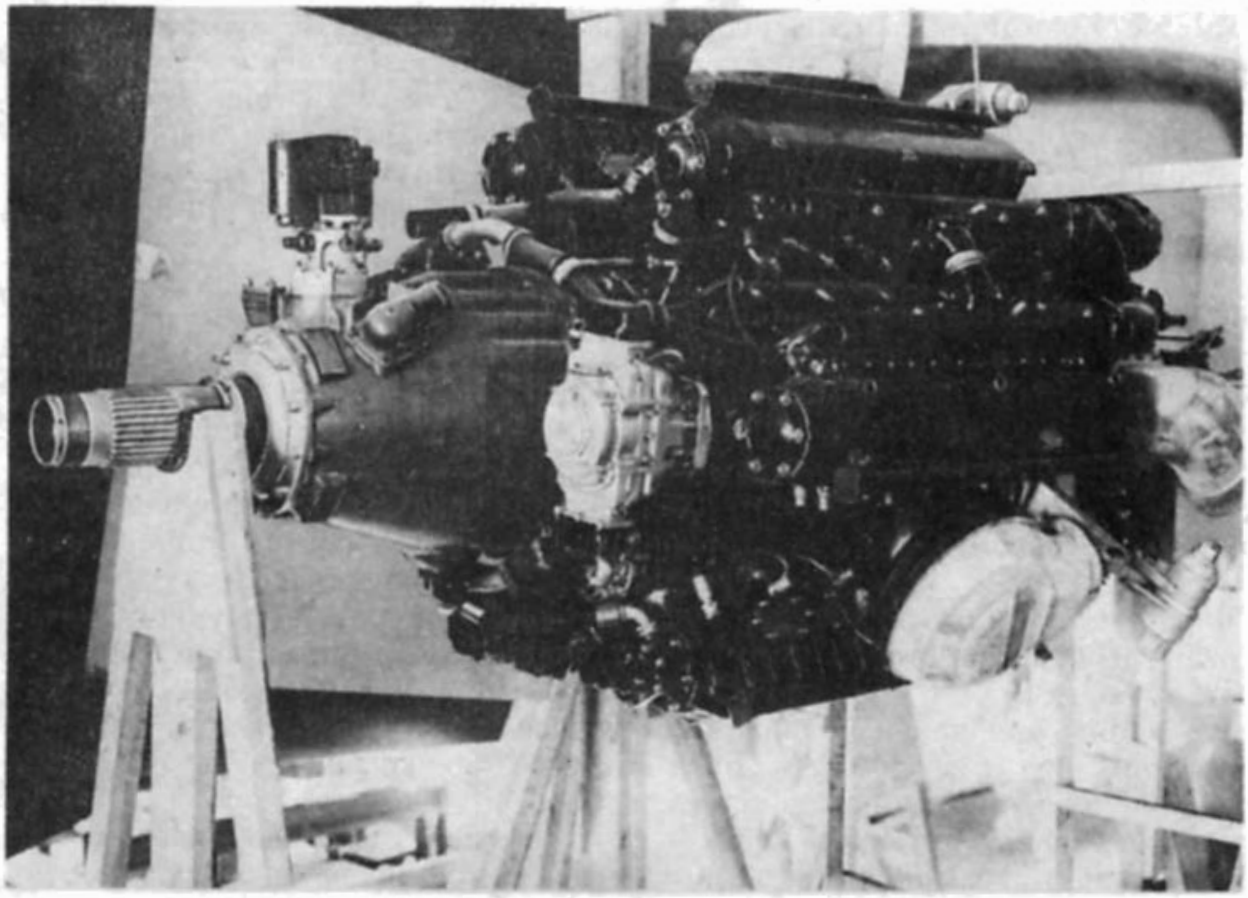
ТРД обеспечивали резкий качественный скачок возможной скорости полета и, в принципе, позволяли вплотную подойти к «звуковому барьеру» и преодолеть его, поэтому в конце войны и после нее началось бурное развитие газотурбинных двигателей и в особенности ТРД. Появившиеся в эксплуатации несколько позже них турбовинтовые двигатели (ТВД), несмотря на заметно меньшие удельные массы, обладали

теми же принципиальными недостатками, что и любые винтомоторные силовые установки: тяга винта падала с увеличением скорости полета. Тем не менее меньшая удельная масса, а для ТВД она составляла 0,3 — 0,4 кг/л. с., позволяла заметно увеличить скорость полета, так, на самолетах типа Ту-114 с ТВД была достигнута максимальная скорость около 900 км/ч. Но дальше «винтовые границы» по-прежнему играли ограничительную роль.

Однако при скоростях полета менее 600 — 700 км/ч поршневые моторы много экономичнее ГТД. Конкурировать с ними могут в этом отношении только ТВД, наиболее совершенные из которых имеют примерно такой же удельный расход топлива. Что касается ТРД, то по экономичности они существенно проигрывают поршневым при скоростях полета, которые еще доступны самолетам с поршневыми моторами. К примеру, при скорости 500 — 600 км/ч и одинаковых полетном весе и аэродинамическом качестве самолета километровый расход топлива для самолета с ТРД примерно в 2 — 2,5 раза больше, чем для самолета с поршневым мотором. Даже экономичные современные двухконтурные двигатели (ТРДД) становятся выгоднее поршневых только при скорости полета более 650 — 750 км/ч. Поэтому можно было надеяться, что и после войны для дальней авиации и транспортных самолетов поршневые двигатели еще будут иметь преимущества по сравнению с ТРД, по крайней мере, по экономичности.

В 1949 — 1950 гг. два ОКБ — А. Д. Швецова и В. А. Добрынина — приступили к созданию так называемых комбинированных двигателей, у которых энергия выхлопных газов использовалась не только для привода ТК, но и в турбинах, мощность которых передается на вал мотора. По этой схеме в 1950 г. был создан уже упоминавшийся двигатель АШ-2К с мощностью на взлете 4500 л. с., который имел комбинированный наддув от одного турбокомпрессора ТК-2 и семь турбин, передававших энергию непосредственно на вал мотора. Создание таких турбин было сопряжено с определенными трудностями. Поскольку выхлоп по времени составляет небольшую долю всего цикла (примерно одну треть), то газы попадают на рабочее колесо турбины не при постоянном давлении, а при переменном, пульсационно. Турбины, работающие в таких условиях, получили название — импульсные. Работа таких турбин была мало исследована, их расчет и оптимизация освоены не были и потребовалась усиленная работа научных центров, в частности ЦИАМ, чтобы обеспечить их создание в кратчайшие сроки.

Комбинированный двигатель АШ-2К прошел испытания в начале 1951 г. В это же время в ОКБ, которое возглавлял В. А. Добрынин (1895 — 1978), был доведен и прошел государственные испытания другой комбинированный двигатель того же класса, только водяного охлаждения — ВД-4К. Создатель этого замечательного во многих отношениях двигателя В. А. Добрынин, окончив в 1926 г. МВТУ, начал свой творческий путь в авиационном отделе НАМИ и затем в ЦИАМ. Он участвовал в создании М-34, а в декабре 1934 г. был назначен главным конструктором завода № 24 по мотору М-34Р. Здесь он работал до 1939 г. над совершенствованием этого мотора и мотора АМ-34ФРН. В частности, он обеспечивал подготовку моторов для рекордных полетов Чкалова и Громова, доводку М-34РН и руководил работами по внедрению мотора М-34ФРН. В это же время он выдвинул идею создания мотора водяного охлаждения, четырехцилиндровые блоки которого располагаются звездообразно. В 1939 г. В. А. Добрынин получает возможность реализовать эту схему в КБ, которое было организовано при МАИ под руководством Г. С. Скубачевского. В этом КБ был разработан мотор М-250 взлетной мощностью 2500 л. с. Одной из особенностей его



Комбинированный двигатель ВД-4К

был редуктор для привода двух соосных винтов. К 1941 г. проектирование было закончено. В. А. Добрынин был назначен главным конструктором завода, которому было поручено изготовление опытных образцов; в 1941 г. мотор был испытан. Однако в связи с начавшейся войной и эвакуацией завода КБ получило возможность заняться доводкой М-250 лишь в 1943 г. Мотор предполагалось поставить на двухместный штурмовик И-218 С. М. Алексеева, который не был построен. В 1946 г. ОКБ В. А. Добрынина получило задание на разработку мотора мощностью 3500 л. с., он был создан в рекордно короткие сроки. Для получения такой большой прибавки мощности конструкция мотора была существенно изменена, в частности, увеличены размеры цилиндров: диаметр — до 148 и ход поршня — до 144 мм. Переработана конструкция ряда узлов и деталей. Наддув обеспечивался двумя ТК и односкоростным ПЦН. В конце 1948 г. мотор прошел государственные испытания под маркой М-253ТК, и было начато изготовление малой серии под обозначением ВД-3ТК. Этот мотор, как и АШ-2ТК, предназначался для дальних скоростных бомбардировщиков Ту-85, однако по мере его разработки потребовалась еще бóльшая мощность. В 1949 г. было получено задание на разработку моторов с взлетной мощностью 4300 л. с. По этому заданию работали ОКБ Швецова и Добрынина. О разработанном в ОКБ Швецова комбинированном двигателе АШ-2К уже упоминалось выше. В 1951 г. прошел государственные испытания новый двигатель ОКБ Добрынина ВД-4К. Этот комбинированный двигатель имел три импульсные турбины, ПЦН и ТК с регулируемым соплом, создающим реактивную тягу. Данные его были рекордными: среднее эффективное давление на номинальном режиме составляло 18,2 кгс/см^2, литровая мощность на

Таблица 8

Послевоенные мощные моторы

Мотор		АШ-2ТК	АШ-2К	Пратт-Уитни R-4360	ВД-3ТК	ВД-4К
Страна		СССР		США	СССР	
Число и расположение цилиндров		Звездообр. 7 × 4 = 28			6 блоков × 4 = 24	
Диаметр цилиндра, мм		155,5		146,1	148	
Ход поршня, мм		155		152,4	144	
Рабочий объем, л		82,4		71,5	59,5	
Степень сжатия		7		7		
Масса сухого мотора, кг		2080	2550	1665	1900	2217
Габаритный диаметр, мм		1280	1280	1400	1592 (по имп. турб.)	
Взлетный режим	Мощность, л.с.	4000	4500	3250	3500	4300
	Частота вращения, об/мин	2620	2800	2700	2900	2900
	Давление наддува, мм рт.ст.	1370	1430	1525	1400	1625
Высотный номинальный режим	Мощность, л.с.	3070	3700	2650	2700	3250
	Частота вращения, об/мин	2400	2400	2550	2700	2700
	Давление наддува, мм рт.ст.	1090	1150	1390	1050	1240
	Расчетная высота, м	9000	10 600	10 700	10 700	10 000
Номинальные удельные параметры	Литровая мощность, л.с./л	37,3	44,9	37,1	45,4	54,6
	Среднее эффективное давление, кгс/см^2	14,0	16,8	13,1	15,1	18,2
	Удельная масса, кг/л.с.	0,677	0,690	0,628	0,705	0,682
Удельный расход топлива, крейсерский, г/(л.с.·ч)		225	190	195	220	185

том же режиме — 54,6 л. с./л, удельный расход топлива на крейсерском режиме — 185 г/(л. с.·ч) (без учета дополнительной тяги реактивного выхлопа) и 165 г/(л. с.·ч) — с учетом ее. Так же как и на АШ-2К, для форсирования на взлетной мощности был применен впрыск водоспиртовой смеси.

На самолет Ту-85 были поставлены оба мотора — и АШ-2К, и ВД-4К, но предпочтение было отдано последнему, который и применялся на этом самолете — последнем дальнем бомбардировщике с поршневыми двигателями. Однако несмотря на рекордные данные этого уникального двигателя и отличные характеристики по дальности полета, скорость полета удалось повысить лишь до 638 км/ч — удельная масса все же была велика.

В авиации началась эра газотурбинных двигателей, и поршневые моторы для скоростных и высотных самолетов больше не применялись. Этому способствовало еще одно важнейшее преимущество газотурбинных двигателей: их тяга при постоянной скорости полета с увеличением высоты полета уменьшается медленнее, чем плотность воздуха, а у поршневых моторов даже с очень большой высотностью после достижения расчетной высоты мощность (а значит, при данной мощности и тяга винта) стремительно падает, причем тем быстрее, чем больше расчетная высота мотора. На рис. 9 показаны для сравнения высотные характеристики типичных поршневых двигателей и ТРД. Отметим еще одно важное обстоятельство: на высоте больше 17 — 18 км эффективная мощность на валу любого поршневого мотора, в том числе и комбинированного двигателя, например типа ВД-4К, приближается к нулю. Это наступает тогда, когда развиваемая мотором индикаторная мощность в его цилиндрах сравнивается с мощностью, затрачиваемой на механические и прочие потери. Это принципиальное ограничение определяет потолок самолетов с поршневыми моторами, который не превышает у обычных, не рекордных самолетов 11 — 13 км. Для газотурбинных двигателей, в частности для ТРД, у которых механические потери существенно меньше, тяга сохраняется до больших высот.

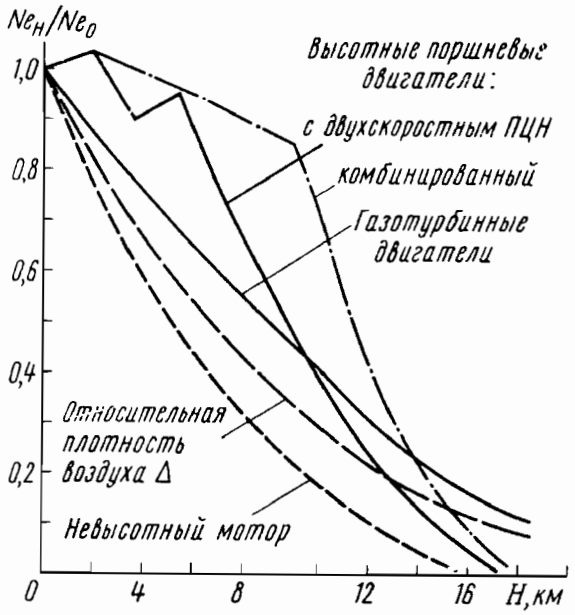


Рис. 9. Высотные характеристики различных двигателей

За поршневыми моторами осталось обширное поле применения в области сравнительно малых скоростей и малых потребных мощностей — это транспортные и небольшие пассажирские самолеты, спортивная авиация и в последние годы — мотодельтапланы и сверхлегкие самолеты. За рубежом весьма большое число поршневых моторов производится для личных самолетов. Поршневые двигатели в 50 — 70-х годах широко применялись на вертолетах всех видов, а на маломощных применяются и сейчас.

Для замены устаревшего М-11 в КБ, которое возглавлял А. Г. Ивченко, в 1950 — 1951 гг. был разработан более мощный девятицилиндровый звездообразный мотор АИ-14 взлетной мощностью 260 л. с. Наибольшее распространение получил АИ-14Р, который несколько лет находился в крупносерийном производстве. Этот мотор ставили на многие самолеты, например на Як-12Р, Як-12М, Як-18ПМ, и он хорошо

том же режиме — 54,6 л. с./л, удельный расход топлива на крейсерском режиме — 185 г/(л. с.·ч) (без учета дополнительной тяги реактивного выхлопа) и 165 г/(л. с.·ч) — с учетом ее. Так же как и на АШ-2К, для форсирования на взлетной мощности был применен впрыск водоспиртовой смеси.

На самолет Ту-85 были поставлены оба мотора — и АШ-2К, и ВД-4К, но предпочтение было отдано последнему, который и применялся на этом самолете — последнем дальнем бомбардировщике с поршневыми двигателями. Однако несмотря на рекордные данные этого уникального двигателя и отличные характеристики по дальности полета, скорость полета удалось повысить лишь до 638 км/ч — удельная масса все же была велика.

В авиации началась эра газотурбинных двигателей, и поршневые моторы для скоростных и высотных самолетов больше не применялись. Этому способствовало еще одно важнейшее преимущество газотурбинных двигателей: их тяга при постоянной скорости полета с увеличением высоты полета уменьшается медленнее, чем плотность воздуха, а у поршневых моторов даже с очень большой высотностью после достижения расчетной высоты мощность (а значит, при данной мощности и тяга винта) стремительно падает, причем тем быстрее, чем больше расчетная высота мотора. На рис. 9 показаны для сравнения высотные характеристики типичных поршневых двигателей и ТРД. Отметим еще одно важное обстоятельство: на высоте больше 17 — 18 км эффективная мощность на валу любого поршневого мотора, в том числе и комбинированного двигателя, например типа ВД-4К, приближается к нулю. Это наступает тогда, когда развиваемая мотором индикаторная мощность в его цилиндрах сравнивается с мощностью, затрачиваемой на механические и прочие потери. Это принципиальное ограничение определяет потолок самолетов с поршневыми моторами, который не превышает у обычных, не рекордных самолетов 11 — 13 км. Для газотурбинных двигателей, в частности для ТРД, у которых механические потери существенно меньше, тяга сохраняется до больших высот.

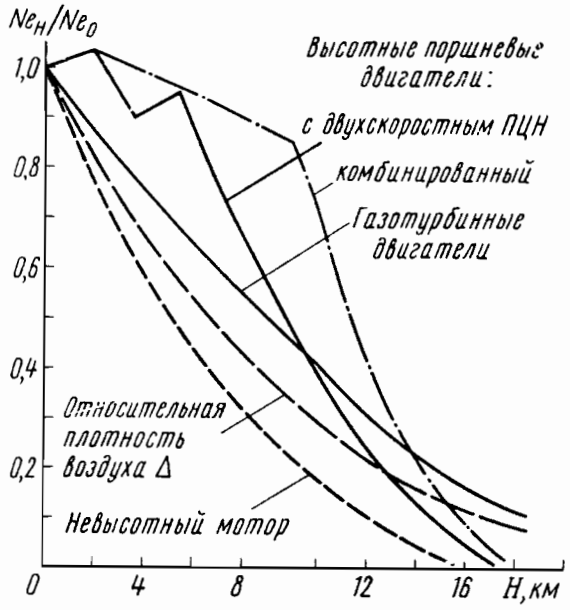


Рис. 9. Высотные характеристики различных двигателей

За поршневыми моторами осталось обширное поле применения в области сравнительно малых скоростей и малых потребных мощностей — это транспортные и небольшие пассажирские самолеты, спортивная авиация и в последние годы — мотодельтапланы и сверхлегкие самолеты. За рубежом весьма большое число поршневых моторов производится для личных самолетов. Поршневые двигатели в 50 — 70-х годах широко применялись на вертолетах всех видов, а на маломощных применяются и сейчас.

Для замены устаревшего М-11 в КБ, которое возглавлял А. Г. Ивченко, в 1950 — 1951 гг. был разработан более мощный девятицилиндровый звездообразный мотор АИ-14 взлетной мощностью 260 л. с. Наибольшее распространение получил АИ-14Р, который несколько лет находился в крупносерийном производстве. Этот мотор ставили на многие самолеты, например на Як-12Р, Як-12М, Як-18ПМ, и он хорошо

Таблица 9

Маломощные послевоенные моторы

Мотор		АИ-14Р	М-14П	Джекобс R-755	Континентал 6-285-В
Страна		СССР		США	
Расположение цилиндров		Звездообразное			Горизонтальное
Число цилиндров		9		7	6
Диаметр цилиндра, мм		105		133	123,8
Ход поршня, мм		130		127	92,1
Рабочий объем, л		10,16		12,3	6,65
Степень сжатия		5,9	6,3	7,0	9,0
Масса, кг		197	214	230	185
Габаритный диаметр (ширина × высота), мм		985		1120	836 × 615
Взлетный режим	Мощность, л.с.	260	360	350	285
	Частота вращения, об/мин	2350	2600	2300	4000
Номинальный режим	Мощность, л.с.	220	290	305	285
	Частота вращения, об/мин	2050	2400	2200	4000
Номинальные удельные параметры	Литровая мощность, л.с./л	21,7	28,5	24,8	42,9
	Среднее эффективное давление, кгс/см^2	9,5	10,7	10,1	9,6
	Удельная масса, кг/л.с.	0,895	0,738	0,754	0,650
Степень редукции		0,787	0,658	Без. ред.	0,500
Октановое число топлива		78	91/115	80/87	100/130

себя зарекомендовал. По лицензии его делали в Польше. В этом же ОКБ были созданы маломощный четырехцилиндровый АИ-4В мощностью 55 л. с. для легкого вертолета Н. И. Камова Ка-10 и мотор АИ-26В (на базе АШ-21) для вертолетов Ми-1 и Як-100. В 1967 — 1969 гг. на смену АИ-14Р пришел мотор М-14П с увеличенной до 360 л. с. взлетной мощностью (табл. 9), который отличался от АИ-14Р большей степенью сжатия, увеличенными наддувом и частотой вращения, а также редуктором с меньшим передаточным числом. Этот мотор находится в серийном производстве и применяется, в частности, на спортивных самолетах Як-50, Як-52, Су-26 и Су-29.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шахурин А. И. Крылья Победы. — М.: Политиздат, 1983.
2. Авиационный мотор М-105. — Оборонгиз, 1942.
3. Альбом параметров авиадвигателей. — ЦИАМ, 1944.
4. Яковлев А. С. Цель жизни. — М.: Политиздат, 1966.
5. Авиационные моторы М-105ПА, РА, ПФ, РФ и М-106П. — Оборонгиз, 1943.
6. Авиационный мотор ВК-107А. — Оборонгиз, 1945.
7. Яковлев А. С. Советские самолеты. — М.: Наука, 1979.
8. Авиационные моторы АМ-38 и АМ-38Ф. — Оборонгиз, 1943.
9. Авиационный мотор АМ-42. — Оборонгиз, 1947.
10. Авиационный мотор М-63. — Оборонгиз, 1941.
11. Авиационный мотор М-62ИР. — Оборонгиз, 1947.
12. Справочник по авиамоторам завода имени Сталина. — Оборонгиз, 1946.
13. Стражева И. В. Полета вольное упорство. — Московский рабочий, 1986.
14. Авиационные моторы АШ-82Ф и АШ-82ФН. — Оборонгиз, 1944.
15. Из истории советской авиации — самолеты ОКБ им. С. В. Ильюшина. — М.: Машиностроение, 1985.
16. Авиационный мотор АШ-73ТК. — Воениздат, 1956.
17. Авиационный мотор АШ-82Т. — Оборонгиз, 1955.
18. Авиационные моторы М-85, М-86, М-87 и М-88. — НИИ ВВС, 1941.
19. Авиационные двигатели (сборник справочных материалов). — М.: Машгиз, 1951.
20. Развитие авиационной науки и техники в СССР. — М.: Наука, 1980.
21. Болховитинов В. Ф. Пути развития летательных аппаратов. — Оборонгиз, 1962.

Глава 6 АВИАЦИОННАЯ ПРОМЫШЛЕННОСТЬ НАКАНУНЕ И В ГОДЫ ВЕЛИКОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ВОЙНЫ (1939 – 1945 гг.)

ПРЕДВОЕННЫЕ ГОДЫ (1939 — 1941 гг.)

В конце 30-х годов, когда фашистская Германия и союзные с нею страны завершали приготовления к новой войне, Советский Союз не мог оставаться в роли пассивного наблюдателя и был вынужден всерьез позаботиться об укреплении своей обороноспособности. Первостепенное внимание руководство страны уделило консолидации и модернизации оборонной индустрии. При этом приоритет отдавался развитию авиастроения.

В структуре Управления кадров ЦК ВКП(б) был образован отдел авиационной промышленности. Ответственным в руководстве ЦК за выпуск самолетов и авиамоторов был назначен секретарь ЦК и начальник Управления кадров ЦК Г. М. Маленков. Чуть раньше началась коренная реорганизация государственной системы управления авиационной отраслью. В марте 1938 г. Комитет Обороны (КО) при СНК СССР сформировал Совет по авиации — совещательный орган по строительству военной и гражданской авиации и воздухоплавания [1]. А 11 января 1939 г. Наркомат оборонной промышленности (НКОП) был разделен на четыре самостоятельных наркомата, в числе которых был и Наркомат авиационной промышленности*. 21 января 1939 г. в него из НКОП были переданы главные управления, управления, предприятия и учебные заведения.

Объединить творческие усилия конструкторов, подвести итоги их деятельности и определить основные задачи в области создания новой боевой авиатехники было призвано представительное совещание, собранное ЦК партии в феврале 1939 г. в Кремле. В работе совещания приняли участие руководители партии и правительства, видные авиаконструкторы, ученые, летчики, руководящие работники НКАП и ВВС. Речь шла о необходимости дальнейшего существенного расширения и обновления производственно-технической и научно-экспериментальной базы отрасли, об ускорении темпов разработки новых боевых самолетов и освоения их массового выпуска. Затем последовала серия встреч в ЦК партии, на которых обсуждались уже конкретные и практические вопросы развития боевой авиации. В результате появился целый ряд важнейших решений. Предусматривалось предоставление авиационной промышленности значительных материальных и трудовых ресурсов, проведение модернизации и существенное расширение авиационного производства, а также форсирование работ по созданию новых самолетов. 15 июля 1939 г. было принято «Положение о военных представителях Наркомата обороны в промышленности», обязавшее военпредов знать мобилизационную готовность авиазаводов и контролировать выполнение ими плановых заданий [2].

На ликвидацию диспропорции между мощностями самолетных и моторных заводов НКАП было направлено постановление КО при СНК СССР от 11 июня 1939 г., во исполнение которого развернулось стро-

* На стр. 238 приведена хронология изменений центральных органов руководства авиапромышленностью в период 1918 — 1946 гг.

ительство семи новых и коренное обновление такого же количества действовавших авиамоторных предприятий и ЦИАМ [3, 4].

Чрезвычайно важное значение для развития авиаиндустрии имело постановление КО при СНК СССР от 17 сентября 1939 г., обязавшее наркомат до 1 июля 1941 г. завершить строительство и реконструкцию в общей сложности 18 самолетных заводов и тем самым увеличить мощности отечественного самолетостроения более чем в 1,5 раза. Предусматривалось, кроме того, начать немедленное проектирование и выбор площадок для возведения еще 9 новых объектов самолетостроения, которые, в основном, предполагалось разместить в глубинных районах страны. Позже, в том же году, было принято аналогичное решение по расширению и модернизации самолетоагрегатного и винтового производств. А всего в 1939 г. реконструкцией был охвачен 31 объект отрасли [5, 6]. Основной объем строительно-монтажных работ должен был выполнить Наркомстрой СССР. Наркомвнешторгу поручалось закупить за границей для НКАП кузнечно-прессовое и металлорежущее оборудование на сумму 14 млн. рублей [3].

Предпринимались и другие широкомасштабные мероприятия, нацеленные на форсированное развитие авиапромышленности. ЦК ВКП(б) и СНК СССР обязали секретарей обкомов партии и председателей исполкомов лично контролировать ход выполнения заказов для авиазаводов, оказывать им всемерную поддержку в реализации производственных программ [4].

Внимание руководства страны к нуждам авиапроизводства давало определенные положительные результаты. К примеру, опережающими темпами развивалась столичная авиаиндустрия. Так, если общий прирост промышленной продукции по Москве и области составил в 1939 г. по сравнению с 1938 г. 18,8%, то продукция авиапромышленности выросла на 44,6% [1, с. 211].

Советский Союз помогал и другим странам в создании производственно-технической базы авиации. 11 августа 1939 г. НКАП и уполномоченный китайского правительства подписали протокол о строительстве самолетосборочного завода № 600 в 40 км от г. Урумчи. Сооружение первой очереди завода завершилось 1 сентября 1940 г., а окончательный ввод в строй — в феврале 1941 г. К 1 сентября 1941 г. на этом предприятии было собрано 111 самолетов И-16 [5].

Однако несмотря на некоторый прогресс в авиастроении в целом темпы роста авиационного производства отставали от плановых показателей, предприятия отрасли слишком медленно переходили на выпуск новой авиатехники. Вложенные в авиастроение средства не давали желаемых результатов. Такое положение стало очевидным, когда в начале 1940 г. в результате проведенной комиссией ЦК партии проверки были вскрыты серьезные упущения в работе НКАП и отрасли в целом. Не был выполнен годовой план выпуска серийной продукции. Производство боевых самолетов составило 84%, а моторов — 84,1% от запланированного уровня [3, д. 344, л. 1 — 54]. Было признано неудовлетворительным и состояние опытно-экспериментальной базы опытного самолетостроения. Из 14 аэродинамических труб действовало только 5; отсутствовали установки для испытания двигателей в условиях полета на больших высотах. Констатировалось, что, ориентируясь на выпуск в основном устаревших самолетов, НКАП не смог мобилизовать коллективы 31 самолетного и 5 моторных ОКБ на выполнение ответственных заданий по созданию новой боевой авиатехники. Нарастало опасное качественное отставание советского авиастроения от уровня производства в фашистской Германии. В то время когда там в массовом порядке выпускались новые машины, которые использовались для ве-

дения агрессивных войн в Европе, советская авиация вообще не имела на вооружении самолетов современных типов. Советские летчики, в основном, летали на машинах конструкций 1934 — 1935 гг.: истребителях И-15, И-16 и бомбардировщиках СБ. Несмотря на то что эти машины существенно уступали по своим летно-тактическим данным и вооружению новым германским самолетам, на авиазаводах в больших количествах продолжали производиться их незначительно усовершенствованные модификации [1, д. 345, л. 1 — 87]. Естественно, что недостатки в техническом оснащении нашей авиации не могли не проявиться во время военных кампаний 1939 — 1940 гг. на Дальнем Востоке и в Финляндии.

Неудовлетворительно шло развитие и авиационного моторостроения. В записке начальника ВВС Я. В. Смушкевича и военного комиссара ВВС Ф. А. Агальцова в Политическое управление РККА (май 1940 г.) подчеркивалось, что основным тормозом в развитии наших самолетов является мотор и отсталость в этом плане от передовых капиталистических стран очень велика, моторы М-63, М-88, М-105 еще ненадежны и имеют большое число дефектов [1, с. 212 — 213].

Руководство страны и армии, хотя и с опозданием, но начинало осознавать весь драматизм ситуации, сложившейся в авиастроении*. 26 января 1940 г. вышло в свет постановление СНК СССР и ЦК ВКП(б), которое во многом стало этапным в развитии советского авиастроения. Ему задается более напряженный производственный ритм, интенсивней стали использоваться материальные и трудовые ресурсы. Комитет Обороны в феврале 1940 г. почти на 40% увеличил полугодовую программу выпуска боевых самолетов и авиамоторов. Разрешалось применение сверхурочных работ до 3,5 часов в день на одного работника, а в отдельных случаях и работа в выходные дни. Производственные рабочие и инженерно-технические работники на ряде заводов в течение 1940 г. освобождались от очередных призывов на армейскую службу, всех военных сборов и мобилизации [1, д. 221, л. 140 — 143, 170].

Одновременно был укреплен кадровый состав руководства отраслью. На пост наркома авиационной промышленности был назначен А. И. Шахурин, работавший до этого парторгом ЦК на крупном авиазаводе, а затем первым секретарем Ярославского и Горьковского обкомов партии. Его заместителем по опытному самолетостроению стал известный авиаконструктор А. С. Яковлев. Впоследствии на должности заместителей наркома были назначены такие авторитетные командиры авиационного производства, как П. В. Дементьев, принявший руководство серийными предприятиями, и П. А. Воронин, который одновременно стал начальником главка, ведавшего серийным выпуском истребителей.

По указанию ЦК партии существенно увеличилась помощь предприятиям авиапромышленности со стороны многих отраслей народного хозяйства. Поставки авиазаводам сырья, топлива, материалов, комплектующих изделий стали проводиться в первоочередном порядке наравне со срочными военными заказами. За ходом поставок и реализацией авиационных заказов был установлен строгий контроль со стороны Комитета Обороны. А в декабре 1940 г. ЦК партии и правительство обязали НКПС производить перевозку грузов для НКАП и его смежников

* Нарком Обороны С. К. Тимошенко и начальник Генерального штаба Б. М. Шапошников, сообщая 13 июля 1940 г. в Политбюро о том, что некоторые европейские капиталистические государства милитаризировали управление авиапромышленностью, даже предлагали перевести наши авиазаводы на военное положение.

не более чем в суточный срок и предупредили наркомов, что они несут личную ответственность перед ЦК ВКП(б) и СНК СССР за соблюдение графиков поставок материалов и изделий авиационным заводам [3, д. 221, л. 177; д. 339, л. 5 — 6].

В начале 1940 г. СНК СССР поручил Госплану СССР изучить вопрос об укреплении авиационной промышленности за счет передачи ей предприятий необоронного профиля [3, д. 221, л. 150]. НКАП как заинтересованная сторона принял активное участие в выполнении этого поручения. Руководство наркомата дало задание начальникам главков и директорам заводов произвести отбор предприятий, которые можно было бы использовать для нужд авиационного производства. Вслед за этим широко развернулось обследование представителями НКАП десятков различных предприятий и их передача в систему авиапромышленности. В конце 1940 г. представители НКАП Л. С. Гордин, М. Т. Зеленов, И. С. Панферов приняли от ВВС Прибалтийского особого военного округа авиамастерские расформированной Литовской армии в Каунасе, на базе которых вскоре возник завод № 465. Однако в основном передавались такие заводы, фабрики и мастерские, которые относились к сельскохозяйственному машиностроению, местной, легкой, пищевой отраслям народного хозяйства. Они в большинстве своем были малопригодны для выпуска авиационной продукции. Поэтому их приходилось сразу же после оформления приемосдаточных актов коренным образом реконструировать. В течение 1940 г. только самолетостроительный и моторостроительный главки наркомата приняли соответственно 11 и 7 производственных единиц из других ведомств, а всего в систему НКАП за этот период влилось около 60 предприятий. Уже к концу 1940 г. число авиазаводов увеличилось на 75% против 1937 г. [5, д. 33, л. 7, 198; ф. 14, оп. 2, д. 623, л. 29 — 32].

Наряду с расширением масштабов авиационного производства стремительно увеличивалось число занятых в нем рабочих. В 1940 г. на заводы НКАП переводилось 30 тыс. высококвалифицированных рабочих из других отраслей народного хозяйства, а из учебных заведений в отрасль направлялось 4 тыс. молодых инженеров и техников. На заседании коллегии наркомата в апреле 1940 г. было решено увеличить число стахановских школ на заводах, существенно расширить контингент учащихся ведомственных школ ФЗО и повсеместно организовать регулярную техническую учебу рабочих кадров [3, д. 244, л. 166].

26 июня 1940 г. был издан указ Президиума Верховного Совета СССР «О переходе на восьмичасовой рабочий день и семидневную рабочую неделю и о запрещении самовольного ухода рабочих и служащих с предприятий и учреждений». Этот по сути своей очень жестокий закон, когда трудящийся мог попасть под суд за несколько опозданий на работу или прогул, был призван закрепить кадры на производстве, которое, зачастую не имея нормальных условий труда и быта, постоянно сталкивалось с проблемой колоссальной текучести рабочей силы. Так, на ведущем самолетостроительном заводе № 21, где с 1 января 1938 г. по 1 июня 1939 г. было принято на работу 10 534 человека, за тот же период уволилось 7776 человек, в том числе 4537 производственных рабочих. На следующий день после опубликования указа нарком издал приказ о повышении в связи с увеличением времени работы сменных норм выработки и пропорциональном снижении расценок по выполненным работам.

В августе 1940 г. крупные самолетостроительные и моторостроительные заводы по инициативе НКАП стали работать по суточному графику выпуска продукции. Введение суточного графика позволило в какой-то мере преодолеть штурмовщину, лихорадившую до этого производство в

конце каждого месяца, и наладить более или менее равномерный и ритмичный производственный процесс. Была укреплена и диспетчерская служба наркомата, установившая действенный контроль за выполнением суточного графика. Всего через месяц после перехода на новую систему работы значительно выросли показатели выпуска продукции на заводах № 1, 24, 26, 135 [3, д. 2775, л. 153]. К началу 1941 г. по суточному графику уже работали все самолетные и моторные заводы отрасли [3, д. 286, л. 10 — 13; д. 245, л. 66].

Кроме того, в помощь отрасли привлекают производственные мощности и гражданских предприятий. Им в целях проверки мобилизационной готовности поручался выпуск небольших пробных серий самолетов, авиадвигателей и другой авиатехники.

Предпринятые усилия, организационные и материальные, давали положительные результаты. Во втором квартале 1940 г. по сравнению со вторым кварталом 1939 г. выпуск боевых самолетов увеличился на 75,5%, а моторов — на 45,5% [3, д. 221, л. 106 — 115]. В дальнейшем темпы роста авиационного производства еще более возросли. На второе полугодие 1940 г. была утверждена повышенная программа выпуска боевой авиатехники. Планировалось выпустить 5 тыс. боевых самолетов и 10 694 мотора [3, д. 221, л. 116].

Наращивание выпуска серийной продукции проходило на фоне широкого развертывания работ по строительству новых опытных машин. Из года в год число самолетных ОКБ неуклонно возрастало. В 1935 г. их было 8, в 1936 г. — 14, в 1937 г. — 24, в 1938 г. — 26 и, наконец, в 1939 г. — 30. При этом общее число инженеров-конструкторов, работавших в ОКБ, увеличилось в 1936 — 1939 гг. с 1370 до 3166 чел. В 1939 г. самолетостроительные ОКБ располагали производственными базами на заводах № 1, 18, 21, 22, 31, 39, 115, 156 [3, д. 20, л. 255, 256]. На научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы в области авиастроения в 1940 г. было ассигновано 492 млн. рублей [3, д. 2775, л. 73].

В марте 1940 г. правительство приняло решение существенно расширить масштабы опытных работ по созданию новых истребителей и подключить к ним дополнительные конструкторские силы [3, д. 298, л. 65; д. 299, л. 18]. Постановлением СНК СССР и ЦК ВКП(б) от 8 апреля 1940 г. изменялся порядок проведения испытаний опытных машин, что должно было ускорить темпы строительства новых истребителей, штурмовиков и бомбардировщиков. Испытания стали проходить сразу три экземпляра того или иного опытного самолета. Одна машина ставилась на статические испытания, а вторая и третья после продувки в аэродинамической трубе предъявлялись для летных испытаний заводскому и военному летчикам. Заводские испытания, за которые отвечал наркомат, ограничивались двумя месяцами для истребителей и двумя с половиной месяцами для бомбардировщиков*.

Уровень летно-испытательной работы в отрасли заметно возрос, особенно после того как ЦК партии потребовал от наркомата представления ему еженедельных сводок о результатах испытания боевой авиатехники, и НКАП организовал летно-техническую группу (начальник М. М. Громов), которая стала инспектировать летно-испытательные подразделения авиазаводов. Всю научно-методическую сторону летно-испытательной работы в отрасли возглавил Летно-исследовательский институт, созданный весной 1940 г. Институт сразу же стал оснащаться передовым экспериментальным оборудованием и новейшими лаборатор-

* Объективности ради надо отметить, что эти «волевые» сроки зачастую нарушались.

но-испытательными установками. К весне 1941 г. он смог полностью развернуть свою деятельность, в частности приступил к разработке научных методик проведения испытаний новой авиатехники и норм безопасности при испытаниях; он контролировал также соответствие серийных машин их эталонным опытным образцам и выполнял ряд других функций [3, д. 193, л. 140; д. 523, л. 78]. Организационное подкрепление получила и работа по пропаганде передового опыта в области конструирования новой авиатехники: в начале 1940 г. при ЦАГИ было образовано Бюро новой техники, которое взяло под свой контроль издание фундаментального труда — «Руководства для конструкторов». Знаменательно, что одним из лауреатов Сталинской премии первой степени за 1941 г. стал ведущий ученый ЦАГИ, член-корреспондент АН СССР С. А. Христианович, который теоретически установил основные закономерности изменения аэродинамических характеристик крыла самолета при переходе к полету на больших скоростях [3, д. 708, л. 291 — 298].

Значительные средства, направляемые на развитие отечественной авиации, усилия центрального аппарата управления отраслью, а также мужество и преданность своему долгу летчиков-испытателей — все это позволило за сравнительно короткий срок достичь значительного прогресса в развитии опытного самолетостроения. Создание новой авиатехники осуществлялось быстрыми темпами, что подтверждается данными [3, д. 708, л. 291 — 298], приведенными в табл. 1.

Таблица 1

Годы	Число опытных образцов самолетов				
	на стадии проектирования, строительства и первичных испытаний		на стадии государственных испытаний		принятых в серийное производство
	новые самолеты	модификации	новые самолеты	модификации	
1938	30	18	7	12	5
1939	40	29	11	14	5
1940	45	36	13	10	10

Опытные машины, построенные в 1940 г., по своим летно-тактическим и боевым качествам приближались к самолетам лучших иностранных марок, а некоторые даже превосходили их. Признанием заслуг главных конструкторов — создателей новых боевых самолетов явилось введение в декабре 1940 г. новой системы обозначения крылатых машин, которой пользуются и поныне: Як-1, МиГ-1, МиГ-3, ЛаГГ-3, Пе-2, Ил-2 и т. д. Под этими именами им вскоре пришлось вступить в бой. 7 декабря 1940 г. СНК СССР и ЦК ВКП(б) утвердили программу выпуска новых машин на 1941 г.

Своими достижениями самолетостроители были во многом обязаны авиационным моторостроителям, которые проектировали, изготовляли и внедряли в серийное производство все более совершенные и мощные двигатели. На разработку новых авиамоторов в 1940 г. было выделено 90 млн. рублей [3, д. 314, л. 65]. По обобщенным данным, советское авиамоторостроение, давшее за шесть лет с 1934 по 1939 гг. прирост мощности двигателей не более 5 — 9%, что было ниже зарубежных темпов, сумело за 1940 — 1941 гг. повысить этот показатель на 25% [3, д. 892, л. 56].

Практически на всех предприятиях отрасли развернулось освоение массового выпуска новой авиатехники. Этот процесс вследствие дефицита времени, отпущенного на переналаживание производства, а также слабости производственно-технической базы, нехватки мощностей и низкой организации труда на ряде предприятий был сопряжен со многими трудностями. Особенно серьезные последствия имело несоблюдение заводами технологических требований, что неизбежно приводило к возникновению массового производственного брака. Масштабы брака значительно расширились к концу 1940 г. — в период наиболее интенсивного освоения выпуска новых образцов самолетов. День ото дня положение становилось все более серьезным. Тогда по указанию И. В. Сталина наркоматом был подготовлен проект приказа, запрещавший под угрозой предания суду нарушать технологию, вносить изменения в конструкцию изделий и переделывать чертежи без согласования с наркомом и главным конструктором. Проект был доложен И. В. Сталину, который его существенно доработал и внес дополнение, квалифицировавшее нарушение технологической дисциплины как «...преступление, которое наносит вред государству и подрывает оборону страны...» [3, д. 327, л. 4].

Не менее важным направлением в деятельности НКАП было и руководство отраслевым капитальным строительством. Общий объем капитальных вложений в авиастроение в 1940 г. составил 1 млрд. 670 млн. рублей [3, д. 1314, л. 193]. По особому указанию ЦК партии строительство авиазаводов было приравнено к всенародным стройкам и взято под контроль руководящих партийных органов в областях, краях и союзных республиках. Оценка их деятельности во многом теперь зависела от того, насколько они хорошо помогали авиапромышленности.

Возведение производственных объектов отрасли приобрело широкий размах. К концу 1940 г. были заложены первые цехи восьми новых самолетных заводов, были выбраны площадки и утверждены технические проекты и генеральные сметы на строительство трех моторных заводов. Наращивала свои мощности и авиационная металлургия. Было принято решение о строительстве трех прокатных заводов на Урале, Средней Волге и в Западной Сибири. Вновь построенные и прошедшие реконструкцию авиазаводы оснащались передовым и высокопроизводительным оборудованием, изготовленным как в СССР, так и за рубежом [3, д. 197, л. 219 — 229].

Решением правительства НКАП предоставили право самостоятельно вести переговоры с американскими фирмами. В США при советском акционерном обществе «Амторг» появился уполномоченный НКАП, который стал связующим звеном в торгово-экономических связях отечественной авиапромышленности с американской стороной. В октябре 1939 г. специалисты НКАП выезжали в длительные командировки на заводы итальянских авиафирм «Савойя-Маркетти», «Изотта-Фраскини», «Капрони».

После заключения советско-германского пакта о ненападении для установления деловых контактов с немецкими фирмами в Германию были направлены делегации советских авиационных специалистов. На заводах «Мессершмитт», «Юнкерс», «Хейнкель» и других они знакомились с новейшими военными самолетами, авиамоторами и приборами и закупили наиболее интересные образцы. В период с конца 1939 г. по 1940 г. в Германии было приобретено 36 различных самолетов; на заводах «Броун Бовери» и «Юнкерс» были заказаны экспериментальные установки для испытания моторов в условиях большой высоты, а также

заключено соглашение с фирмой «Бош» о технической помощи в освоении производства впрыскивающей аппаратуры, новых типов авиамагнето и поршневых колец для авиамоторов на общую сумму 6 млн. марок. Были подписаны и другие торговые контракты [3, д. 193, л. 148]. В противоположность Советскому Союзу, который выступал за честное и взаимовыгодное экономическое сотрудничество, гитлеровское руководство использовало активизацию советско-германской торговли для прикрытия подготовки к агрессии. В конце 1940 г. был утвержден пресловутый «План Барбаросса» и фашистская военная машина осуществляла последние приготовления к нанесению удара по СССР.

Экономическое сотрудничество с Германией, а также начавшаяся в конце 1939 г. советско-финляндская война не могли не сказаться негативным образом на торговых и технических связях СССР с демократическими странами Запада. 29 декабря 1939 г. нарком М. М. Каганович сообщал И. В. Сталину, что американские авиафирмы наложили «моральное эмбарго» на поставки советским авиазаводам передовой техники и технологии. В частности, аннулировали свои контракты с советской стороной компании «Кертисс», «Валти», «Локхид» и некоторые другие [3, д. 187, л. 205].

Понимая, что дело идет к войне, Политбюро ЦК ВКП(б) в конце 1940 г. поставило задачу резко увеличить суточную сборку новых боевых самолетов и потребовало от директоров авиазаводов ежедневных сообщений в ЦК ВКП(б) о числе принятых военпредами моторов и самолетов. Свои шифротелеграммы они должны были направлять в ЦК партии И. В. Сталину, в СНК СССР В. М. Молотову и в НКАП А. И. Шахурину. К этому времени крупные предприятия отрасли были подключены к системе правительственной телефонной связи (ВЧ), что способствовало повышению уровня информационной и управленческой оперативности. Со своей стороны НКАП принял обязательство довести к июню 1941 г. ежедневный выпуск новых машин до пятидесяти. В глубинных районах страны активизировалось строительство предприятий, дублировавших уникальные авиационные производства, размещавшиеся в западных и центральных областях СССР [3, д. 193, л. 139].

В начале 1941 г., после того как военные специалисты произвели окончательный отбор на вооружение самых лучших образцов из предложенной конструкторами новой авиатехники, Политбюро, чтобы не распылять силы и средства, распорядилось прекратить ряд опытно-конструкторских работ по самолетам, которые считались менее перспективными и не заинтересовали заказчиков [3, д. 525, л. 42 — 44]. С этого времени практически повсеместно остановилась и сборка самолетов старых конструкций. На заводе № 1 вместо самолетов И-153 «Чайка» и ББ-22 стали выпускать истребители МиГ-1. На заводах № 21 и 153 вместо истребителя И-16 — новые машины ЛаГГ-3. Як-1 уже с октября 1940 г. серийно производился на заводе № 292. В массовое производство был передан также уникальный по конструкции штурмовик Ил-2, который прославился в военные годы как непревзойденное оружие поля боя. Его выпуск осваивался на новом ленинградском заводе № 381 и на заводе № 18, куда в связи с этим была временно переведена часть ОКБ С. В. Ильюшина [3, д. 327, л. 28; д. 199, л. 168]. Главному конструктору В. М. Петлякову было поручено организовать на заводах № 22, 39 и 450 производство бомбардировщиков Пе-2, а на головной по выпуску истребителей ЛаГГ-3 завод № 21 было перебазировано ОКБ С. А. Лавочкина. На этом предприятии, а также на заводах № 23, 31 и 153 развернулась интенсивная сборка «ЛаГГов». В массовом количестве стали выпускаться также истребители МиГ-3, пошли в серию бомбардировщики Пе-8, Ер-2 и Су-2. Всем им пред-

стояло в будущей войне составить основу вооружения советских военно-воздушных сил [3, д. 199, л. 203, 205].

К лету 1941 г. удалось сделать многое. За два с небольшим года, прошедших после создания НКАП, авиаиндустрия совершила мощный скачок в развитии, резко увеличила свои производственные мощности, во многом организационно перестроилась и технически перевооружилась, большинство ее предприятий подвергались реконструкции и на них широким фронтом шло освоение новой боевой продукции. На востоке страны был заложен фундамент мощной производственно-технической базы авиастроения, что существенно укрепило общеотраслевой промышленный потенциал и дало возможность в ходе войны обеспечить расширенное воспроизводство военной авиации. По существу, авиационная промышленность была переведена на условия работы, близкие к военным. В строй действующих вводились все новые крупные авиапредприятия. Если в 1939 г. отрасль имела 17 серийных самолетостроительных заводов, в 1940 г. — 21, то к июню 1941 г. их число возросло до 24, из которых 15 выпускали истребительную и легкомоторную авиацию, а 9 — бомбардировочную и штурмовую. Авиационные моторы накануне войны производились на 7 серийных предприятиях против 5 в 1939 г.; 10 заводов выпускали самолетные и 13 — моторные агрегаты; 17 заводов — авиаприборы; 6 — прокат и другую металлопродукцию. Всего же к началу войны в систему авиационной промышленности входило свыше 100 предприятий [5, д. 33, л. 13, 198].

На 1 января 1941 г. только на самолетостроительных и моторостроительных заводах отрасли число рабочих составляло 174 361. Большинство из них имели высокую квалификацию и навыки работы на высокомеханизированном предприятии. Эти заводы имели 26 711 единиц металлорежущего оборудования, 22 019 тыс. кв. метров производственных площадей. А всего к этому времени в отрасли работали 466,4 тыс. человек [3, д. 1314, л. 192].

В начавшемся 1941 г. авиаиндустрия продолжала динамично развиваться, наращивая выпуск новой боевой авиатехники, что подтверждают данные, приведенные в табл. 2 [7].

Перед войной авиазаводы выпускали уже более 50 самолетов в день.

Но не все задачи были решены, не со всеми проблемами удалось вовремя справиться. Коллегия наркомата 6 марта 1941 г. отмечала, что, хотя Главное опытно-самолетное управление в целом выполнило постановление СНК СССР и ЦК ВКП(б) от 26 января 1940 г., сроки проведения государственных испытаний некоторых самолетов срываются. На другом заседании коллегия подвергла критике работу Главного опытно-моторного управления, которое не обеспечило своевременную доводку двигателей М-107, М-89, М-90, АМ-37 и других, а также

Таблица 2

Тип самолета	Число выпущенных самолетов		
	1940 г.	1941 г. до 22 июня	Всего
Як-1	64	335	399
МиГ-3	20	1289	1309
ЛаГГ-3	—	322	322
Пе-2	2	458	460
Ил-2	—	249	249
Итого:	86	2653	2739

затянуло их передачу в серийное производство. Медленными темпами шла работа над мощными двигателями МБ-100, М-250, М-300; пришлось отложить на более поздний срок государственные испытания мотора АМ-38, в котором самолетостроение испытывало острую нужду; практически без помощи государства на одном энтузиазме ученых и конструкторов шла разработка принципиально новых газотурбинных и реактивных двигателей [3, д. 509, л. 1 — 4; д. 505, л. 64; д. 530, л. 30; д. 508, л. 50].

Упущения в области опытного авиастроения имели серьезные последствия. Большинство заводов выполнило план выпуска новых боевых самолетов в I квартале 1941 г. только на одну треть. К тому же форсированный запуск новой авиатехники в массовое производство привел к увеличению случаев ее отказа из-за различных неисправностей. В общей сложности заводские дефекты и недоделки имели 11,5% машин [3, д. 521, л. 13, 15].

С большими трудностями пришлось столкнуться и в капитальном строительстве. В I квартале 1941 г. план сооружения промышленных объектов НКАП был выполнен Наркомстроем лишь на 48,4% [3, д. 533, л. 37 — 46; д. 335, л. 5, 6]. К тому же 17 октября 1940 г., всего за 8 месяцев до начала войны, правительством было принято глубоко ошибочное решение об организации в Белоруссии производства боевых самолетов и авиамоторов, в соответствии с которым в Минске и Могилеве, то есть в непосредственной близости от границы с фашистской Германией, развернулась работа по сооружению крупных авиапредприятий.

К началу войны авиационная промышленность, несмотря на стремительность и динамизм своего развития, особенно в 1940 — первой половине 1941 г., еще окончательно не сформировалась в слаженную и высокопроизводительную оборонную отрасль. Она, как и советская экономика в целом, оказалась не до конца подготовленной к войне. Находясь в процессе бурного роста, технической реконструкции и организационного становления, авиастроение не смогло к июню 1941 г. достичь стабильности в выполнении планов выпуска новой техники и фактически только приступило к освоению ее серийного производства. И хотя советская авиаиндустрия произвела в 1940 г. 10 565 самолетов против 10 247 немецких машин, а в первом полугодии 1941 г. — еще 5858 самолетов и ее производственные мощности к лету 1941 г. в 1,5 раза превысили мощности германских авиазаводов, бо́льшую часть выпущенных в предвоенные годы самолетов составляли истребители и бомбардировщики устаревших конструкций [2]. Требовалось, по крайней мере, еще несколько месяцев, чтобы развернуть массовый выпуск новых боевых машин, не говоря уже о времени, необходимом для переоснащения материальной части строевых авиачастей и соответствующей переподготовки их летного состава. К началу войны самолетный парк советских ВВС состоял на 82,7% из устаревших, изношенных и ветхих машин. В авиачастях, дислоцировавшихся в западных районах страны, к 22 июня 1941 г. насчитывалось всего 1540 машин новейших конструкций против 4980 самолетов, поддерживавших армии агрессора.

Почему же авиационная промышленность встретила войну не до конца к ней подготовленной? Думается, что, во-первых, хотя на ее развитие и были направлены значительные инвестиции, это развитие проходило в условиях мирного строительства, тогда как германская авиапромышленность была переведена на военные рельсы еще в 1939 г. и с того времени располагала постоянно возраставшими силами и средствами не только собственной страны, но и государств покоренной Европы. Во-вторых, несмотря на то, что авиаиндустрия в СССР была в начале 1939 г. обособлена в самостоятельную отрасль и после этого,

казалось, могла рассчитывать на комплексно-целевую техническую модернизацию своих производственных мощностей, однако таковая в широком масштабе развернулась только в 1940 г., когда после финляндской кампании зимой 1939 — 1940 гг. стала очевидной необходимость перестройки военно-материальной базы. В-третьих, опоздали с извлечением уроков из опыта гражданской войны в Испании. Сыграли отрицательную роль и шарахания в определении приоритетов в развитии самолетостроения. Сначала, исходя из господствовавшей в 30-е годы в советской военной стратегии концепции наступательной «воздушной войны», предпочтение отдавали строительству тяжелой бомбардировочной авиации. Потом положение резко изменилось. В конце 30-х годов работы по стратегической авиации в значительной мере сворачиваются и все силы концентрируются на строительстве новых фронтовых машин. Однако авиационная промышленность, находясь под прессом командно-бюрократической системы, не спешила переводить свои мощности на серийный выпуск улучшенных истребителей и штурмовиков; ей было сподручней «выполнять план» за счет хорошо освоенных производством, но устаревших машин, и новая авиатехника в массовом порядке начала производиться только с весны 1941 г. Перевооружение строевых авиачастей и освоение летным составом новой авиатехники пришлось осуществлять в основном уже в ходе боевых действий.

Большая доля вины за неподготовленность авиапромышленности к войне лежит на Сталине и его окружении. Они повинны прежде всего в организации в 30-х годах массовых и ничем не обоснованных репрессий против ведущих авиаконструкторов, ученых, командиров и работников авиапроизводства, а также командования и специалистов ВВС страны. Жестокая расправа с кадрами ослабила интеллектуальный потенциал отрасли, в определенной мере расстроила механизм управления ею и повлекла за собой снижение уровня плановой, технологической и трудовой дисциплины. С началом войны все это не могло не затруднить перестройку авиастроения в соответствии с требованиями чрезвычайного времени. И, безусловно, отрасль могла быстрее и лучше наладить снабжение фронта новыми боевыми самолетами, если бы ей не пришлось преодолевать последствия деформаций предвоенного периода.

НАЧАЛО ВОЙНЫ

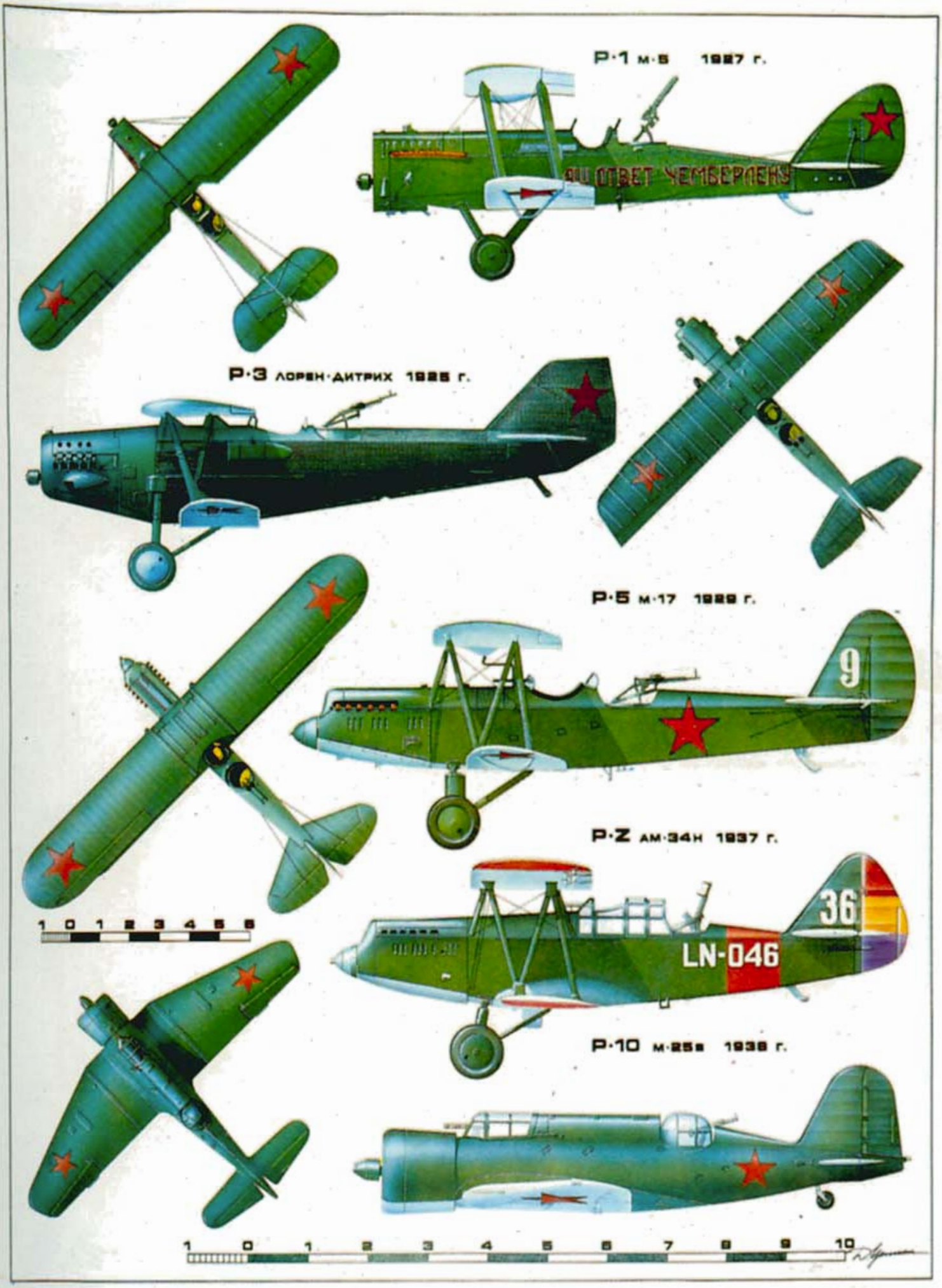
Начавшаяся с первых дней Великой Отечественной войны перестройка советского народного хозяйства носила всеобъемлющий характер. Были предприняты массированные усилия по максимальному использованию военно-промышленного потенциала страны для резкого увеличения производства вооружений и боеприпасов. Уже утром 22 июня 1941 г. на экстренном заседании руководящего состава Наркомата авиационной промышленности было решено по каждому главку и отдельному предприятию разработать предложения, предусматривающие форсирование производства боевой техники. К исходу первого дня войны НКАП имел следующую программу первоочередных военно-мобилизационных мероприятий: во-первых, значительно ускорить строительство на востоке заводов, дублирующих приграничные уникальные авиационные производства, и немедленно начать организацию там филиалов авиазаводов как баз для возможной в будущем эвакуации основного производства; во-вторых, срочно перебазировать в глубь страны находившиеся в приграничье авиазаводы и смежные предприятия; в-третьих, сократить до минимума объем опытно-конструкторских и фундаменталь-

ных научно-исследовательских работ и уделить основное внимание дальнейшему совершенствованию новых серийных машин и увеличению их выпуска; в-четвертых, ускорить поиск и создание заменителей остродефицитных авиаматериалов [6].

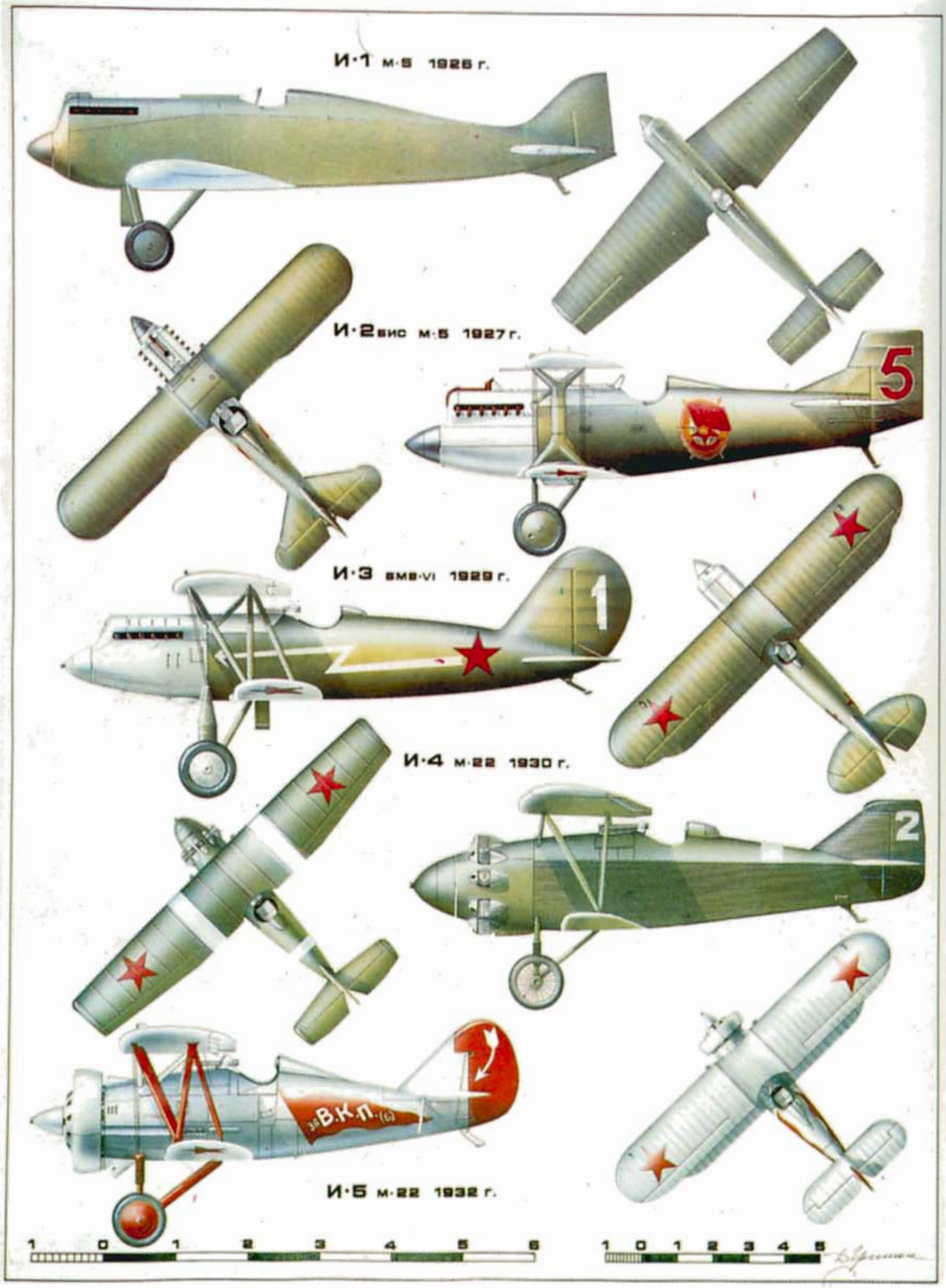
В соответствии с указом Президиума Верховного Совета СССР от 26 июня 1941 г. «О режиме рабочего времени рабочих и служащих в военное время» были приняты также меры и по использованию резервов в организации труда. На всех авиазаводах вводились обязательные сверхурочные работы продолжительностью от 1 до 3 ч в день, что практически означало перевод предприятий на круглосуточный режим работы, позволявший повысить коэффициент использования оборудования на 22 — 25% [7].

Тяжелое положение на фронте, сложившееся в первые дни войны, требовало дальнейшее развитие авиаиндустрии всецело подчинить нуждам действующей армии, уже понесшей большие потери материальной части. Только к полудню 22 июня 1941 г. эти потери составили около 1200 самолетов [8]. Теперь положение на фронте во многом зависело от темпов наращивания авиастроением форсированного выпуска новых боевых самолетов. Исходя из этого, СНК СССР принял 27 июня 1941 г. постановление по ускоренному строительству новых авиазаводов, передаче в ведение НКАП ряда машиностроительных и станкостроительных предприятий и размещению авиационных заводов на объектах других отраслей промышленности. 4 июля 1941 г. постановлением ГКО для предприятий НКАП был утвержден мобилизационный народнохозяйственный план на III квартал 1941 г., в течение которого они должны были выпустить по увеличенной программе 4098 истребителей МиГ-3, ЛаГГ-3 и Як-1; 995 штурмовиков Ил-2; 2108 бомбардировщиков, в том числе 1417 типа Пе-2, а также 12 653 мотора. В авиационную промышленность направлялись большие капитальные вложения для развертывания строительства предприятий в районах Поволжья, Урала и Западной Сибири. На эти цели предстояло освоить 800 млн. рублей [9]. В глубинные области страны по решению НКАП направлялось все неиспользуемое оборудование с предприятий, расположенных в европейской части СССР [3, д. 548, л. 67 — 70; д. 551, л. 81; д. 560, л. 13].

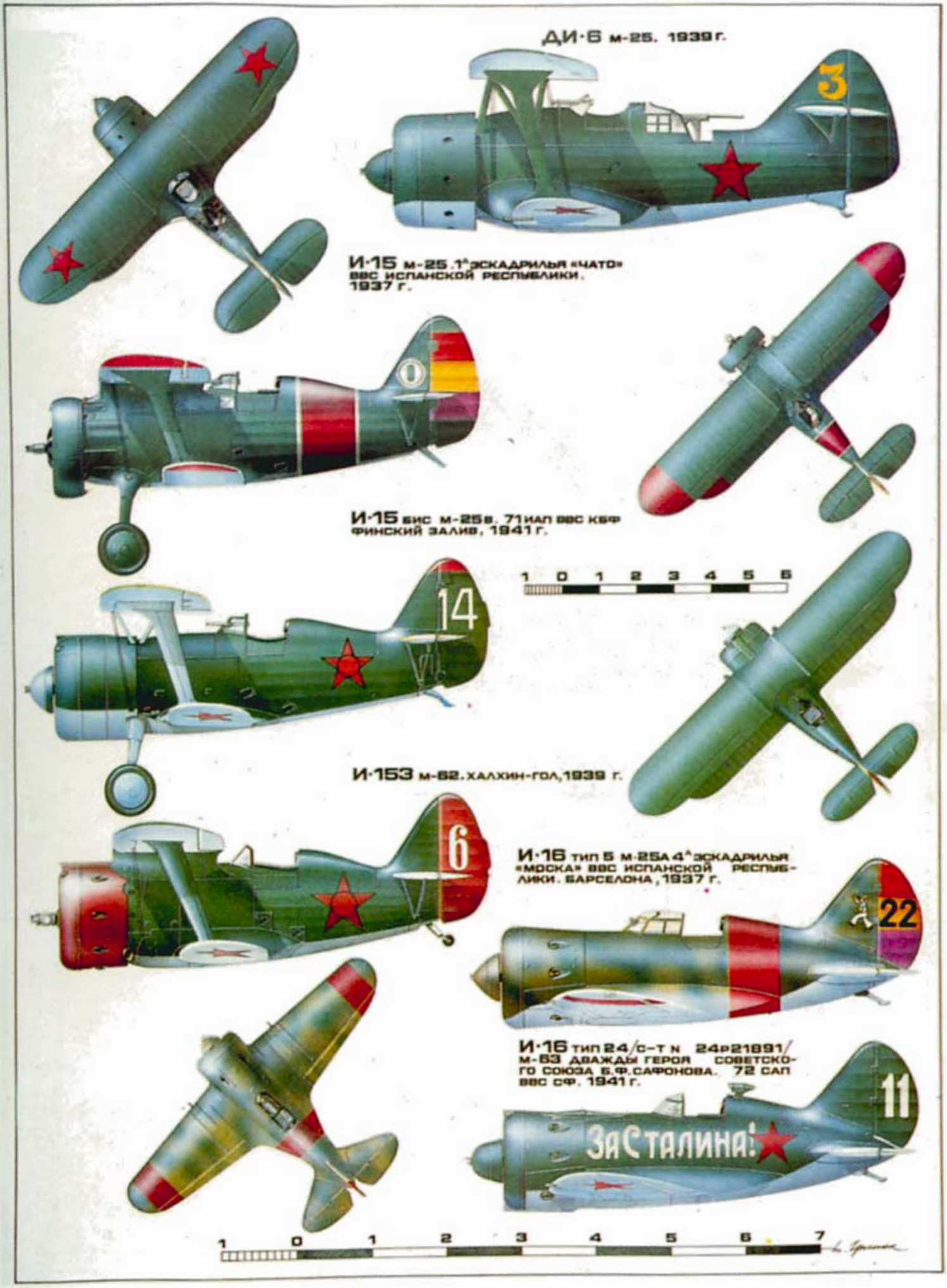
Наряду с повышением производительности авиационного производства принимались меры к использованию такого важного резерва восполнения боевых потерь авиации, как перевод ремонта поврежденной на фронте авиатехники на промышленную основу. Начиная с 27 июля 1941 г. стали формироваться технические бригады НКАП по ремонту и восстановлению самолетов в полевых и стационарных условиях, а при авиазаводах создавались специальные ремонтные и разделочно-заготовительные базы. Планировалось их силами уже к 1 августа 1941 г. ежедневно давать фронту от 125 до 250 отремонтированных самолетов [3, д. 613, л. 33 — 34]. Чрезвычайно своевременным было и решение НКАП взять под свой контроль выполнение предприятиями планов выпуска запасных частей, что способствовало продлению сроков боевой эксплуатации самолетов. Авиазаводы должны были ежедневно отчитываться перед заместителем наркома П. А. Ворониным о произведенных ими запасных частях [3, д. 569, л. 40 — 41]. Чтобы заменить ушедших на фронт работников, авиастроители овладевали несколькими специальностями и учились работать на различных станках. Другой мерой по компенсации нехватки рабочей силы стало широко развернувшееся на авиазаводах привлечение женщин, подростков, всех желающих помочь своим трудом Красной Армии. НКАП издал ряд распорядительных документов, направленных на ускорение доводки серийных машин и

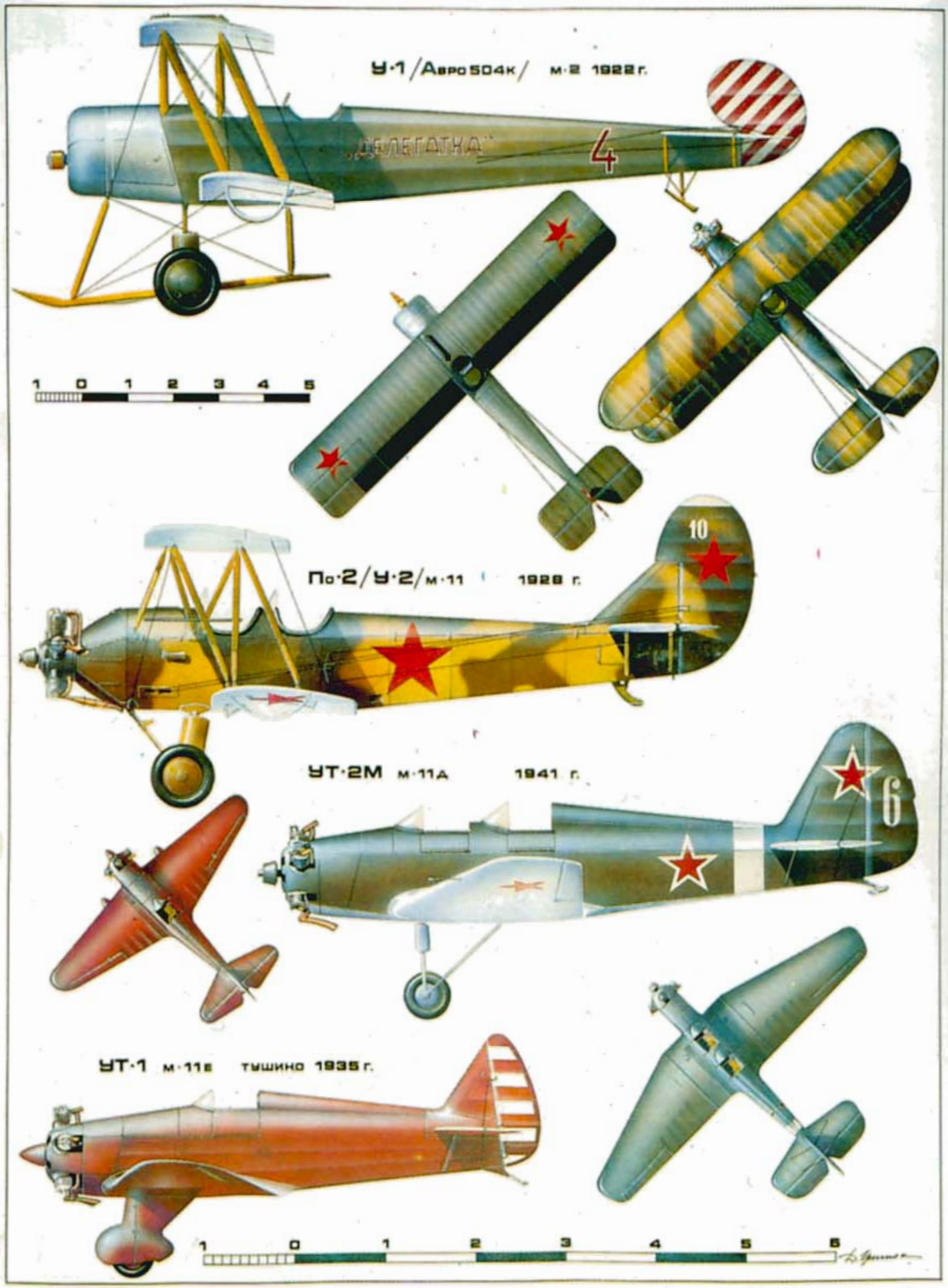


Одномоторные многоцелевые самолеты

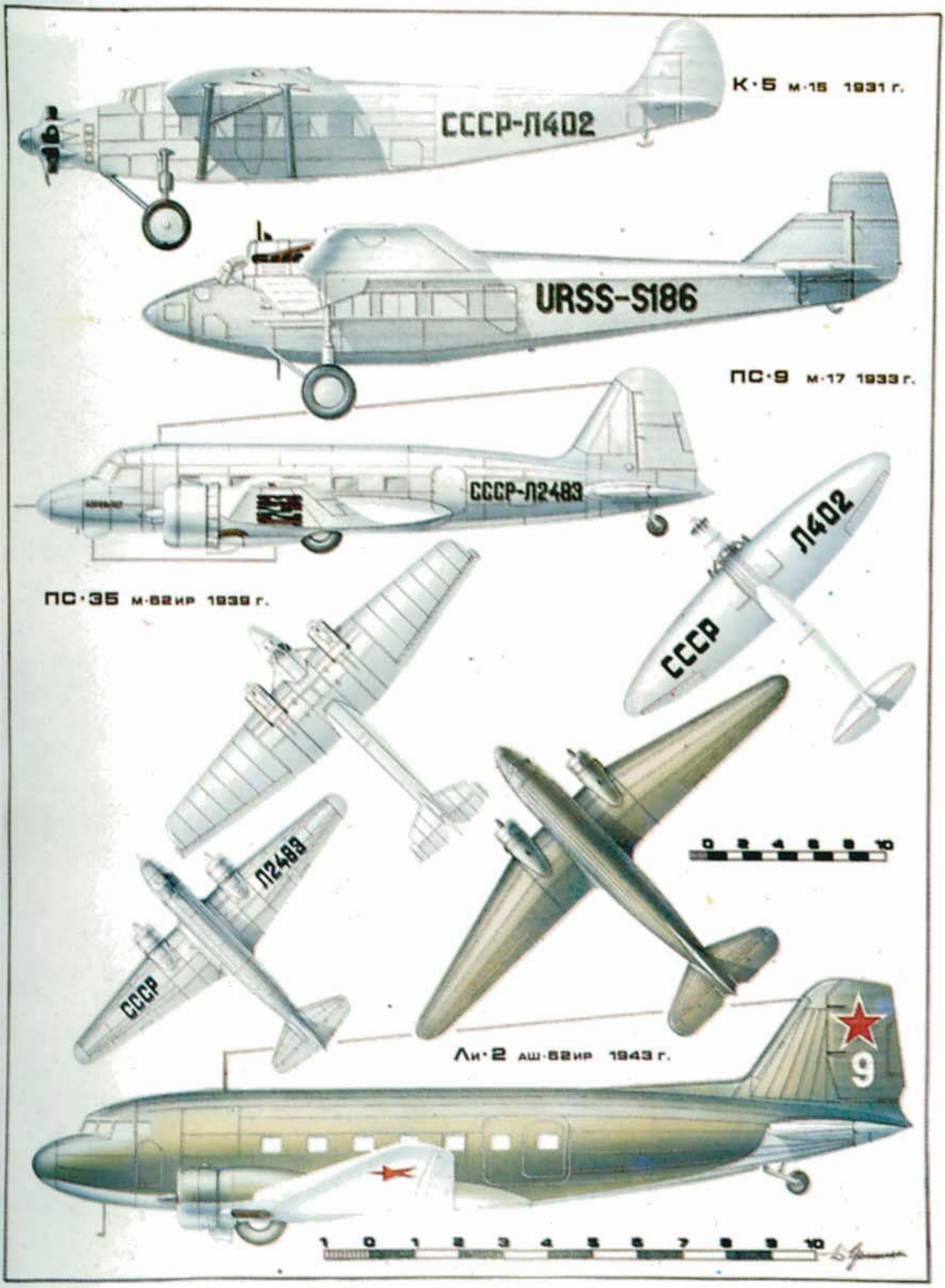


Первые советские истребители (1917 — 1932)

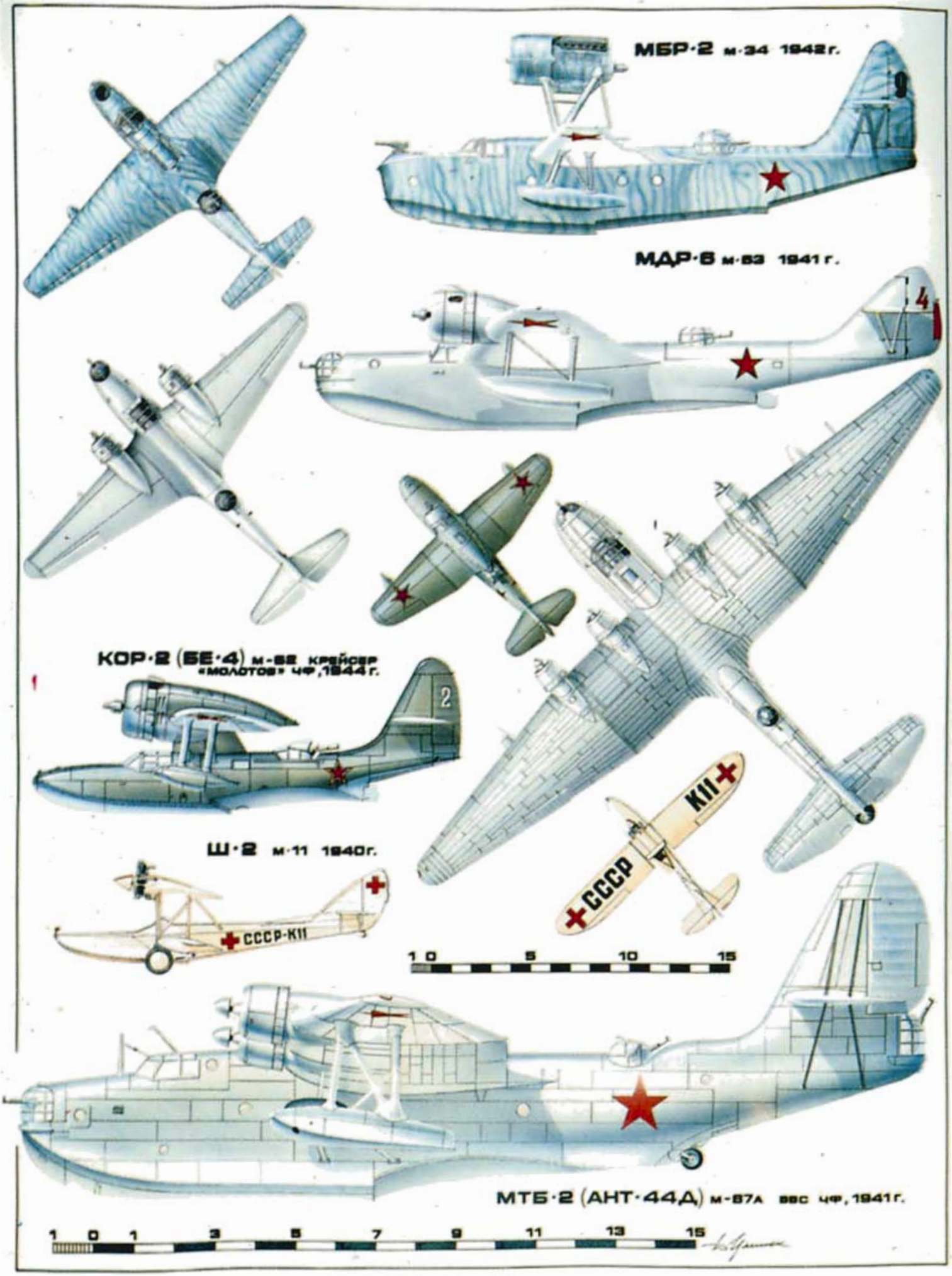

ДИ-6 м-25, 1939 г.
3
И-15 м-25 1^ эскадрилья «ЧАТО» ВВС испанской республики, 1937 г.
И-15 бис м-25в, 71 иап ВВС КБФ Финский залив, 1941 г.
14
1 0 1 2 3 4 5 6
И-153 м-62. Халхин-гол, 1939 г.
6
И-16 тип 5 м-25А 4^ эскадрилья «Мрска» ВВС испанской республики. Барселона, 1937 г.
22
И-16 тип 24/с-т № 24р21891/ м-63 дважды героя Советского Союза Б.Ф.Сафонова. 72 сап ВВС СФ, 1941 г.
11
За Сталина!
1 0 1 2 3 4 5 6 7



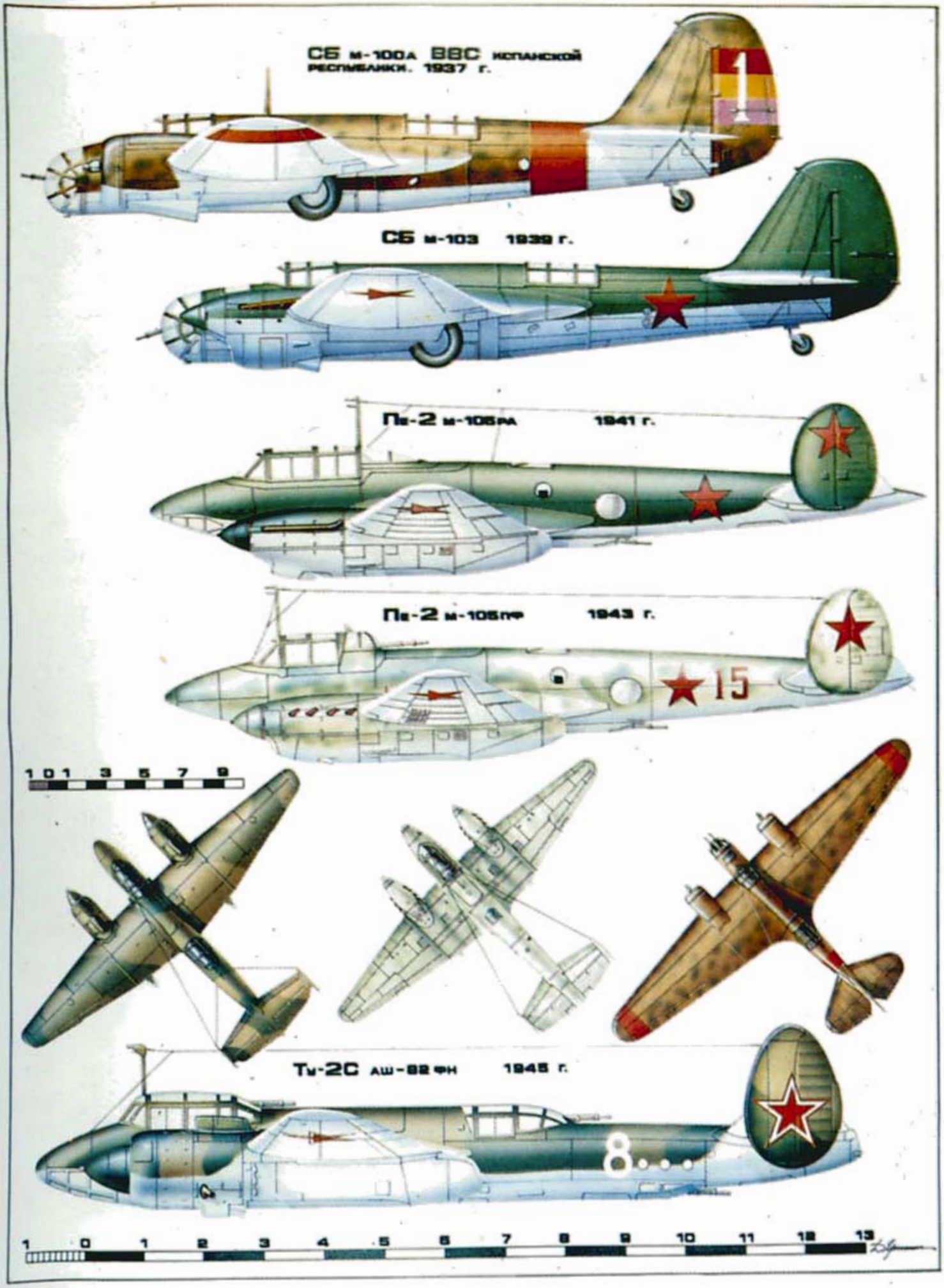
Учебные и спортивные самолеты



Пассажирские самолеты



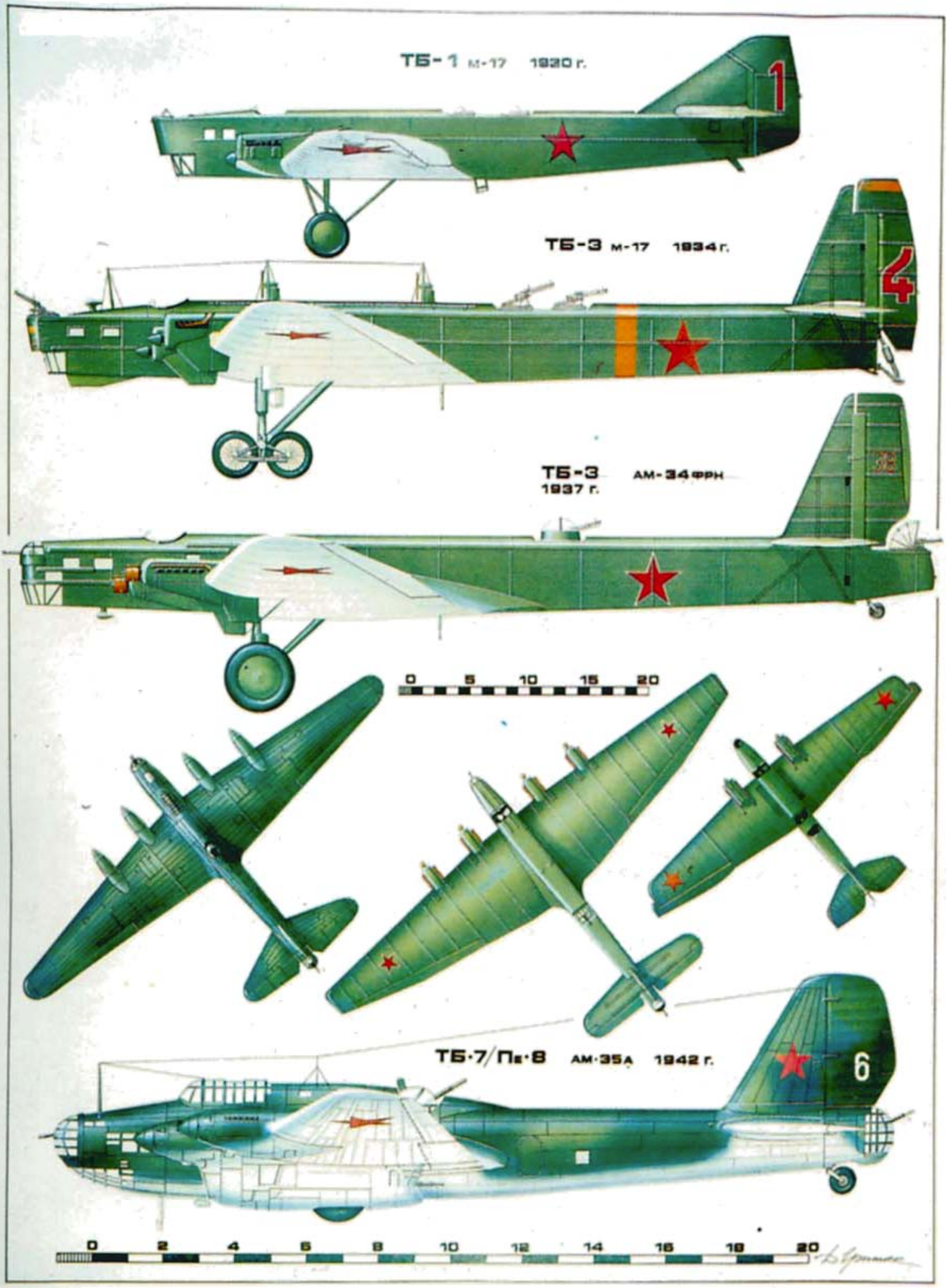
Самолеты морской авиации



Фронтовые бомбардировщики



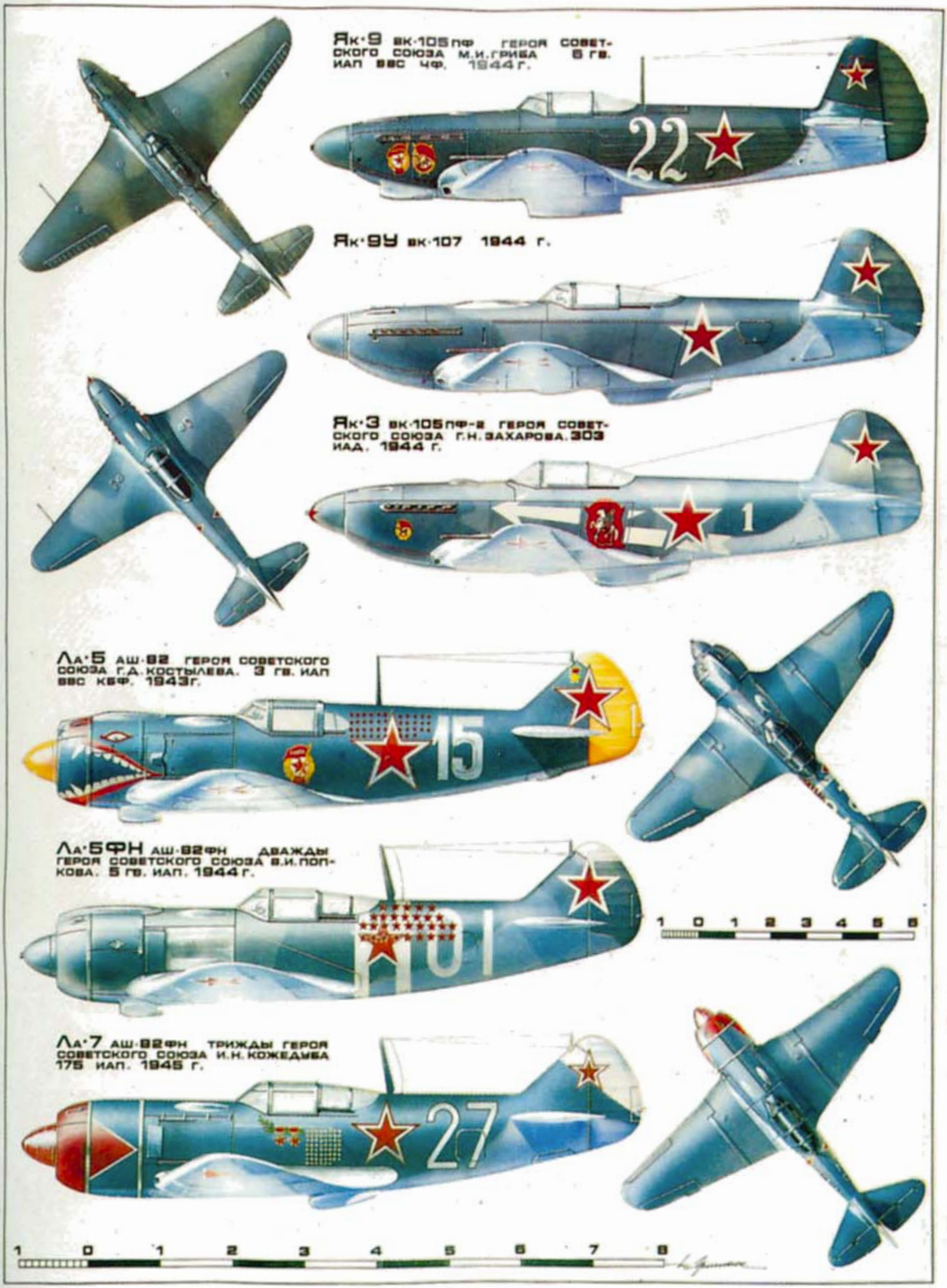
Дальние бомбардировщики



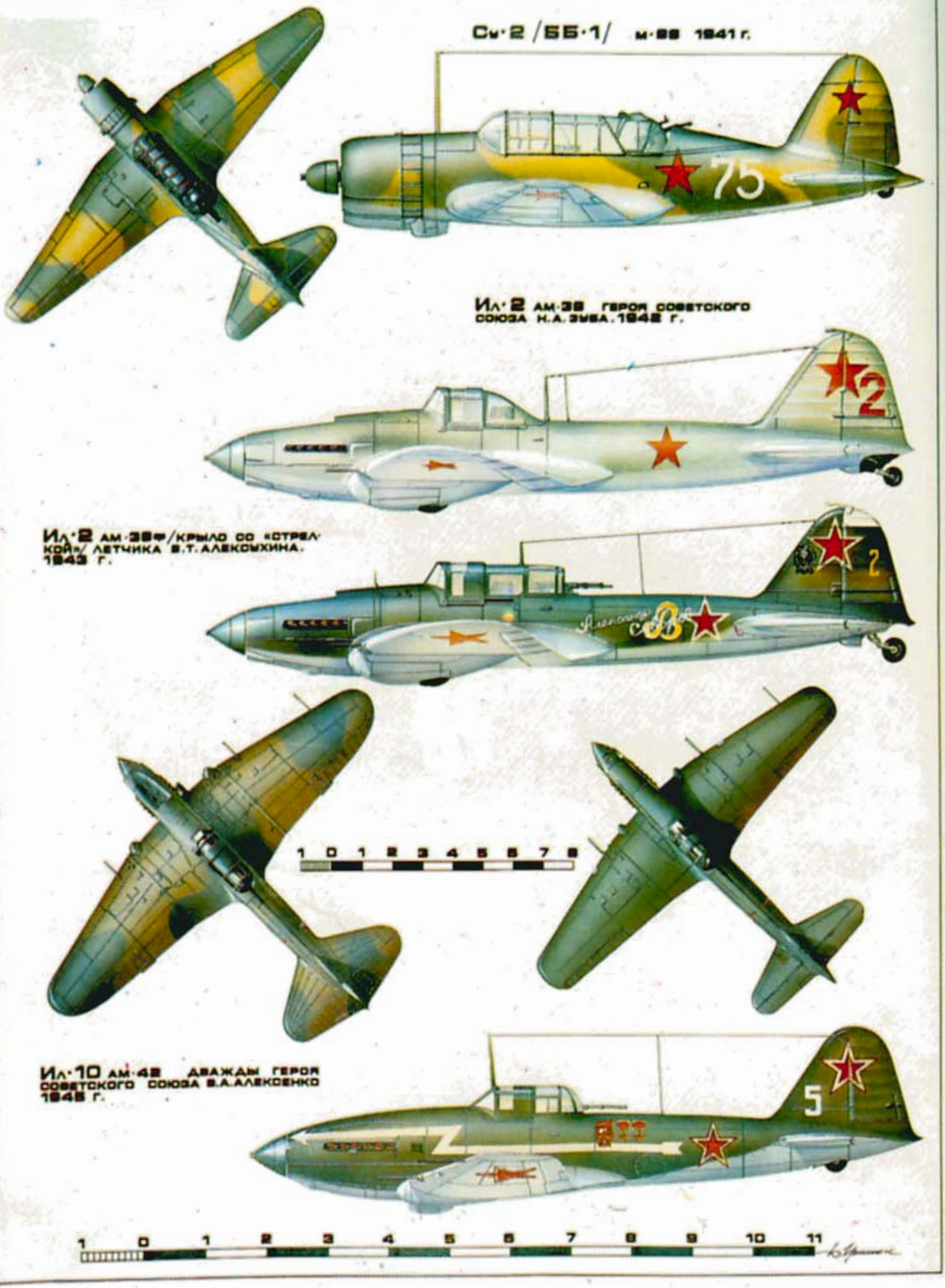
Тяжелые бомбардировщики



Новые истребители начала Великой Отечественной войны



Истребители завершающего периода Великой Отечественной войны



Самолеты-штурмовики

укрепление серийного производства. Так, чтобы сократить сроки заводских испытаний, 24 июня 1941 г. НКАП дал указание предприятиям прекратить отделочную покраску самолетов после их облетывания [3, д. 542, л. 11], вскоре последовал целый ряд директив по сокращению объема опытных работ в области создания новых образцов авиатехники и направлению высвободившихся в результате этого кадровых и материально-технических ресурсов в серийное производство. В числе их был приказ НКАП от 3 июля 1941 г., в соответствии с которым на заводах № 23 и 31 опытные КБ вошли в состав серийных; аналогичное решение было принято в отношении ОКБ А. А. Боровкова и И. Ф. Флорова на заводе № 207. Через некоторое время вышли распоряжения о свертывании строительства опытных самолетов в ОКБ, возглавлявшихся Г. М. Можаровским, И. В. Веневидовым, В. Н. Беляевым, В. К. Таировым и другими авиаконструкторами [3, д. 547, л. 12 — 13; д. 581, л. 40 — 41]. По требованию военных основные усилия НКАП концентрировались на освоении массового выпуска штурмовой и истребительной авиации, прежде всего самолета Ил-2. Уже через три дня после начала войны главный конструктор С. В. Ильюшин был командирован на ленинградские авиазаводы № 380 и 381 для организации серийного производства этих штурмовиков. Наращивался также выпуск скоростных истребителей Як-1 на заводах № 292 и 301 [3, д. 542, л. 1 — 7].

Перестройка авиастроения в условиях войны была бы немыслима без соблюдения предприятиями строжайшей производственной и плановой дисциплины. Поэтому НКАП буквально с первых же дней войны стал широко практиковать новые, по-военному оперативные приемы и методы управления.

Начавшиеся в первые месяцы войны воздушные налеты на Москву и другие индустриальные центры страны не смогли нарушить четкий ритм работы авиазаводов. Все крупные промышленные объекты отрасли охранялись частями войск ПВО, а остальные — добровольными отрядами местной противовоздушной обороны. Столичные авиазаводы в начале июля 1941 г. по постановлению ГКО были закамуфлированы службой маскировки Московского совета. Внося свою лепту в укрепление противовоздушной обороны столицы, НКАП направил в армию 150 специалистов ЦАГИ для обучения зенитчиков распознаванию в воздухе самолетов противника по их контурам. Защита московского неба была организована достаточно надежно, поэтому столичные авиазаводы, как правило, работали и во время воздушных тревог. Однако наиболее массированные воздушные рейды противника, несмотря на все меры предосторожности, приводили иногда к серьезным последствиям: гибли люди, наносился материальный ущерб промышленным объектам. В связи с этим для ликвидации последствий налетов и оказания оперативной помощи московским авиазаводам в августе 1941 г. при НКАП был создан восстановительный батальон, в состав которого вошли, в основном, молодые рабочие завода № 24.

С первых же дней войны самолетостроительные ОКБ установили тесные контакты со строевыми авиачастями. Важным каналом поступления сведений в НКАП о боевой эксплуатации самолетов были официальные сообщения командования ВВС, авиачастей и соединений. Например, в ноябре 1941 г. в НКАП поступило письмо командующего ВВС П. Ф. Жигарева, в котором шла речь о причинах отдельных неудач в серии дальних ночных полетов, предпринятых на ТБ-7 с целью бомбардировок Кенигсберга и Берлина. Главной из этих причин оказались недоработки в авиадизелях М-30, которыми был оснащен бомбардировщик. Были приняты меры по улучшению конструкции и эксплуатаци-

онных свойств авиадизеля М-30, который впоследствии использовался в дальней авиации [3, д. 641, л. 76, 77].

Большое внимание уделялось изучению авиатехники противника, определению ее сильных и слабых сторон. В октябре 1941 г. военным летчикам удалось блокировать немецкий истребитель Ме-109F и принудить его к посадке в районе Тушина. После того как специалисты провели соответствующие исследования и было установлено, что этот истребитель по некоторым характеристикам превосходит советские машины, ГКО дал указание срочно их усовершенствовать.

Связи авиастроителей с фронтом не ограничивались только изучением боевого опыта применения самолетов. Многое делалось с их стороны еще и для того, чтобы помочь военным летчикам в совершенстве изучить особенности материальной части того или иного самолета, раскрыть сложность его эксплуатации и в то же время оказать содействие в проведении полевого ремонта авиатехники.

С 25 июня 1941 г. по указанию НКАП авиазаводы стали формировать и направлять в строевые авиачасти оперативно-технические группы в составе эксплуатационников, монтажников, мотористов, вооруженцев и других специалистов. Каждой группе была придана своя ремонтная база. При этом большое внимание уделялось совершенствованию технологии полевого ремонта самолетов, в чем особенно преуспели специалисты отраслевого треста «Оргавиапром». Уже в первые месяцы войны им удалось разработать оригинальный метод клепки машин с помощью «взрыва», что позволило значительно сократить сроки ремонта и отказаться от демонтажа самолетов [3, д. 542, л. 20, 21; оп. 7, д. 53, л. 87 — 89].

Нужды действующей армии стали главным ориентиром и в развитии авиационной науки в военный период. Так, ученые ВИАМа видели свою главную задачу в создании новых дешевых материалов, которые должны были в первую очередь заменить дефицитные и дорогостоящие металлы. Большое значение для форсирования самолетного производства имела разработка технологии массового изготовления дельта-древесины и ее внедрение на ряде промышленных предприятий уже в октябре 1941 г. Интенсивные поиски вели научные сотрудники ВИАМа и в области авиационной металлургии. В результате был получен новый алюминиевый сплав с расширенными пределами допускаемых примесей и состоящий в основном из вторичных материалов. Это позволило в широких масштабах наладить переплавку выведенных из строя трофейных и советских машин и тем самым восполнить нехватку металла для самолетостроения [3, оп. 7, д. 17, л. 337; оп. 1, д. 558, л. 22 — 24; д. 561, л. 21].

В августе 1941 г. ГКО принял решение создать вторую в СССР научно-исследовательскую базу опытного авиастроения. Она стала вскоре сооружаться в Западной Сибири. Ее основу составили аэродинамическая труба Т-103 и другие экспериментальные установки, демонтированные в подмосковном ЦАГИ [3, д. 573, л. 98].

Достижения отраслевой науки брали на вооружение разработчики новой авиационной техники. Серьезного успеха добился конструкторский коллектив, возглавляемый А. А. Микулиным. В июле 1941 г. были успешно завершены государственные испытания нового мотора АМ-38, который предназначался для штурмовика Ил-2, и одновременно до 200 ч был увеличен срок службы двигателя АМ-35А. На работы по опытному моторостроению было затрачено в 1941 г. 133,23 млн. рублей. Значительный прогресс переживало в 1941 г. и авиационное винтостроение: на боевых самолетах стали устанавливаться более совершенные

автоматические винты АВ-5 и ВИШ-61 [3, д. 559, л. 42; д. 892, л.7 — 57].

По сравнению с первым полугодием 1941 г. среднемесячное производство боевых машин возросло вдвое. В последней декаде сентября 1941 г. фронту поставлялось до 100 самолетов в сутки. Учитывая, что авиаиндустрия не только выполняла, но и значительно перевыполняла мобилизационный план III квартала, ГКО утвердил на последние четыре месяца года увеличенную программу выпуска боевых моторов и самолетов [16].

Предприятия авиапромышленности давали фронту не только самолеты, многие из них с первых же дней войны освоили выпуск и другой оборонной продукции: минометы, боеприпасы, вооружение и т. д.

Но сфера деятельности НКАП не ограничивалась вопросами управления авиастроением. В рамках переговоров представителей союзных держав, начавшихся в Москве 29 сентября 1941 г., руководители наркомата приняли деятельное участие в выработке соглашения о поставках в СССР англо-американской авиатехники. Конкретным обсуждением вопросов о поставках занималась международная комиссия, советскую часть которой возглавлял А. И. Шахурин. Всего состоялось три заседания этой комиссии, на которых удалось договориться о следующем: союзники должны были с октября 1941 г. по июнь 1942 г. ежемесячно поставлять в СССР 300 истребителей и 100 бомбардировщиков, хотя советская делегация настаивала на обратной пропорции — 300 бомбардировщиков и 100 истребителей [3, д. 487, л. 1 — 212]. До конца 1941 г. СССР получил всего 750 самолетов вместо обещанных 1200, да и то в основном машины устаревших конструкций, например, такие истребители, как «Харрикейн» и «Томагавк» [11]. Оставляло желать лучшего и состояние авиатехники после длительной транспортировки. За весь период действия первого соглашения США выполнили свои обязательства по поставкам бомбардировщиков лишь на 29,7% и истребителей — на 30,9% [11]. Трудности возникли и с эксплуатацией иностранных самолетов. На одном из авиазаводов приходилось демонтировать установленное на них вооружение и заменять его советским.

В первые месяцы войны, несмотря на тяжелое военно-стратегическое положение, обусловленное вынужденным отступлением советских войск, удалось сделать многое. Не была допущена дезорганизация авиационного производства и на основе мобилизации его ресурсов было достигнуто резкое увеличение выпуска боевой авиатехники, жизненно необходимой фронту.

ЭВАКУАЦИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ

Развитие наступательных действий противника осенью 1941 г. создавало реальную угрозу Москве. Принимая во внимание угрожающий характер военно-стратегической обстановки, ГКО развернул мобилизацию всех имевшихся в его распоряжении сил и средств на защиту столицы и принял экстренные меры по спасению ее промышленного потенциала, вывозу материальных и культурных ценностей, а также населения. 10 октября 1941 г. он принял постановление об эвакуации. С этого момента перебазирование промышленности приняло массовый характер и вступило в самый драматический период. На восток перемещалась фактически основная производственно-техническая база авиастроения, дававшая до войны 3/4 всей продукции отрасли [2, т. 4, с. 150].

Подготовка к возможной переброске авиазаводов в глубь страны

была проведена НКАП заблаговременно. Еще 5 июля 1941 г. по решению правительства руководство передислокацией отраслевых производственных мощностей было возложено непосредственно на А. И. Шахурина, а конкретное решение всех связанных с нею вопросов поручено его заместителям П. В. Дементьеву и А. И. Кузнецову [3, д. 550, л. 53]. Через несколько дней были разработаны правила эвакуации грузов и их охраны в пути, а также введены должности уполномоченных НКАП по эвакуации и организации производства на новом месте.

По мере того как линия фронта отодвигалась на восток, НКАП проводил полную или частичную эвакуацию своих предприятий. Полной эвакуации подлежали объекты, расположенные в прифронтовой полосе, а частичной — в близлежащих к ней тыловых районах. В ходе частичного перебазирования вначале отправлялись подсобное и неиспользовавшееся в производстве основной продукции оборудование, сырье, материалы и документация, а также работники, занятые на вспомогательных работах, многодетные семьи рабочих и служащих, ведомственные дошкольные учреждения. Благодаря такой поэтапной системе эвакуации сохранялась ритмичность производства, а выпуск боевых самолетов проходил по суточному графику, задание по которому даже на период перебазирования не снижалось. К тому же авиазаводы получали возможность заранее организовать в глубоком тылу свои филиалы, которые впоследствии служили базами для размещения основного производства и кадров [3, д. 580, л. 30 — 42]. В первую очередь на восток вывозились предприятия с уникальным производством, изготовлявшие жизненно важную для всей отрасли продукцию. Так, в августе 1941 г. с двух заводов были отправлены на Урал производства уникальных приборов и тонкостенной радиаторной трубки УТ-36, а с завода № 230 в Поволжье — 30% единственного в своем роде приборного производства [3, д. 569, л. 25; д. 575, л. 25 — 27]. Групповой характер эвакуация приняла после 20 июля 1941 г., когда вышло постановление ГКО о немедленной переброске в безопасную зону 11 авиазаводов, расположенных в западных областях СССР. Перебазирование этих, а впоследствии и других предприятий организовывалось таким образом, чтобы выпуск продукции на них продолжался до последнего момента [2, т. 4, с. 137]. Так, рабочие запорожских авиазаводов № 29 и 457 приступили к демонтажу оборудования и погрузке его в вагоны в сентябре 1941 г. В это время противник сумел овладеть правым берегом Днепра, занял пригороды и начал артиллерийский и минометный обстрел заводских территорий. Погрузка и вывоз имущества не прекращались ни на минуту. Рискуя жизнью, под нестихавшим огнем противника рабочие устанавливали на платформах станки, заделы деталей, тумбочки с инструментом, укладывали в вагоны другие материальные ценности. Демонтаж заводского оборудования был произведен в 4 дня, а его вывоз — в течение 11 дней. В Омск удалось отправить почти 3000 вагонов с людьми и ценным промышленным имуществом [3, д. 569, л. 4; 6, с. 123]. Тогда же началась эвакуация и ленинградских предприятий.

В конце сентября — начале октября 1941 г. на восток потянулись многочисленные эшелоны авиазаводов из Таганрога, Харькова, Калуги, Москвы и других городов центральной России и Украины. Особенно драматическая ситуация сложилась в Таганроге. Наступавший противник подвергал город безжалостному артиллерийскому обстрелу, среди населения распространился провокационный слух о том, что пароходы, предназначенные для эвакуации, потоплены. Однако рабочие авиазавода № 31 им. Димитрова не поддались панике. В течение трех дней они

демонтировали оборудование и за семь дней вывезли его в Тбилиси [3, д. 575, л. 25 — 27].

Напряженно работал в эти месяцы НКАП. В Поволжье, Сибири, Средней Азии, Закавказье и на Урале он подыскивал места новой дислокации эвакуируемых заводов, которые обычно размещались на площадках объектов, родственных им по профилю производства, или на территории законсервированных новостроек. А когда такой возможности не было, НКАП подбирал другие предприятия и организации, подходившие для развертывания на их базе авиапроизводства.

Самым трудным испытанием для НКАП стала эвакуация московских авиазаводов. Учитывая их значение для обороны страны, Совет по эвакуации распорядился начать массовое перебазирование столичной авиапромышленности с 8 октября 1941 г., т. е. значительно раньше предприятий других отраслей [3, д. 590, л. 61]. В тот же день НКАП ввел в действие «Руководство по проведению погрузочно-разгрузочных работ на время эвакуации». По каждому заводу утверждался график его перебазирования, план выпуска продукции на период эвакуации и устанавливались сроки развертывания и пуска производства на новом месте. Все это контролировалось главным образом с помощью телеграфных сводок, которые через каждые пять дней направляли директора заводов в центр.

Перебазирование НКАП началось 14 октября, когда ему было направлено указание ГКО в срочном порядке отправить людей и имущество в Саратов. Во что бы то ни стало обеспечить непрерывность производственной деятельности — таково было основное требование к эвакуируемым предприятиям. Выпуск продукции должен был продолжаться вплоть до отправки последнего эшелона и не прекращаться до тех пор, пока на новой площадке не запускалось оборудование, отправленное в первоочередном порядке. По такой схеме проходила и эвакуация завода № 1. Там решили, не прекращая выпуск очень нужного фронту штурмовика Ил-2, вывести вначале производство истребителей МиГ-3. При этом начало сборки их на новой площадке в Куйбышеве должно было по срокам совпасть с окончательным свертыванием производства «Илов» в Москве [3, д. 591, л. 7 — 8].

К концу октября 1941 г. столичным авиазаводам удалось отправить на восток 38 428 рабочих и служащих, а также 10 791 вагон с промышленным оборудованием. Однако для полной эвакуации московских предприятий требовалось еще около 7 тыс. вагонов [3, д. 641, л. 43 — 44]. К этому времени завершалось перебазирование основных научно-исследовательских организаций отрасли. Уже находился в пути ЦАГИ, следовавший в Новосибирск; обустраивался в Поволжье Летно-исследовательский институт, а на покинутой им площадке в Подмосковье полным ходом шли работы по минированию научно-экспериментальных объектов и лабораторий, которые нельзя было вывезти [3, д. 641, л. 51].

Всего было эвакуировано 85% авиационных предприятий, одновременно с которыми в глубь страны перебазировались и сотни заводов и фабрик других отраслей народного хозяйства. Только из Москвы и Московской области с июля по ноябрь 1941 г. было эвакуировано в общей сложности 498 промышленных объектов [10]. Вся страна была на колесах. Эшелонам, груженным оборудованием и перевозившим тысячи рабочих и служащих, чтобы достичь новых мест дислокации, приходилось преодолевать большие расстояния. Не были близкими и маршруты перемещения авиазаводов. Они доходили до 5 тыс. км и на их преодоление требовалось порой до 4 месяцев пути. Неудивительно, что в ходе такой колоссальной работы, проходившей в сложных условиях войны, нельзя было избежать срывов планов, неожиданных труд-

ностей и непредвиденных ситуаций. Но почти всегда, и не в последнюю очередь благодаря действенному и оперативному вмешательству НКАП, сложные проблемы находили свое решение. Уже к началу ноября 1941 г. все промышленные предприятия отрасли были отправлены из Москвы. Оставались невывезенными только громоздкое кузнечно-прессовое оборудование и часть недефицитных материалов. Теперь очередь дошла и до отраслевых учебных заведений. Московский авиационный институт уезжал в Алма-Ату, а Московский авиационно-технологический институт — в Казань. Отправлялись в глубокий тыл и столичные авиатехникумы. На завершающем этапе эвакуация проходила более слаженно и организованно.

Председатель ГКО регулярно получал от НКАП наиболее важную оперативную информацию, в том числе и о ходе перебазирования отраслевых мощностей. Завершению перебазирования авиапроизводства в глубь страны придавалось тогда исключительное значение. Дело в том, что начиная с октября 1941 г. выпуск боевых самолетов стал стремительно падать. В результате в ноябре было изготовлено всего 627 машин, или в 3,6 раза меньше, чем в сентябре, а в декабре план производства самолетов был выполнен лишь на 38,8% и моторов — на 23,6%; за этот месяц авиазаводы дали фронту самое минимальное за весь период войны число самолетов — только 600 машин [2, т. 4, с. 150]. В конце 1941 г. основными поставщиками истребительной авиации оставались всего два завода № 21 и 292, а из моторостроительных предприятий только завод № 19, да и им, чтобы поддерживать нормальную работу, приходилось преодолевать большие трудности [5, д. 33, л. 167].

После решительного контрнаступления Красной Армии под Москвой Совет по эвакуации принял 11 декабря 1941 г. решение о прекращении вывоза предприятий из столицы. К этому времени из Москвы в глубокий тыл было отправлено 277 504 работника отрасли и членов их семей, 26 711 единиц различного оборудования. А всего с июля по декабрь 1941 г. на восток было перебазировано свыше 100 авиационных предприятий [3, д. 641, л. 138 — 139]. По окончании эвакуации первостепенной стала задача воссоздания авиационного производства в глубинных районах страны и организации там массового выпуска боевых самолетов.

ВОССОЗДАНИЕ ПРОИЗВОДСТВЕННО-ТЕХНИЧЕСКОГО ПОТЕНЦИАЛА АВИАИНДУСТРИИ

В середине августа 1941 г. ЦК ВКП(б) и правительство утвердили для районов Поволжья, Урала, Западной Сибири, Казахстана и Средней Азии военно-хозяйственный план на IV квартал 1941 г. и на 1942 г. В постановлении, которым вводился в действие этот план, предусматривалось ускоренное строительство самолетных, авиамоторных и агрегатных заводов в глубинных районах страны, с тем чтобы обеспечить их сдачу в эксплуатацию, в основном, в течение первой половины 1942 г. Восточные области должны были стать главной кузницей вооружения для Красной Армии [12]. На выполнение этой задачи были направлены и постановления СНК СССР от 11 сентября 1941 г. «О строительстве промышленных предприятий в условиях военного времени» и от 13 сентября 1941 г. «О строительстве жилых помещений для эвакуированного населения». Постановление от 11 сентября 1941 г. давало право наркоматам самостоятельно вести строительство зданий временного типа и оборудовать их с расчетом на сокращенные сроки

эксплуатации под основные и вспомогательные цехи. При этом предполагалось сочетать режим строгой экономии дефицитных стройматериалов с практикой широкого использования в строительстве местных дешевых материалов [12, с. 99 — 102]. Существенную роль в восстановлении промышленного потенциала авиаиндустрии сыграло также принятое в ноябре 1941 г. решение ГКО о порядке развертывания эвакуированных авиазаводов в местах их новой дислокации, по которому они наряду с другими оборонными объектами получали при размещении ряд преимуществ; местные партийные и советские органы должны были оказывать авиазаводам всемерную помощь в выборе производственных площадок, в обеспечении их электроэнергией, рабочей силой, в удовлетворении других хозяйственных нужд. Наряду с этим ГКО обязал секретарей обкомов и крайкомов партии ежедекадно отчитываться перед ним о ходе развертывания перебазированного на восток авиационного производства [2, т. 4, с. 153].

Со своей стороны и НКАП принял меры к мобилизации всех отраслевых ресурсов и созданию в самые короткие сроки новых центров авиаиндустрии. Все делалось и для повышения интенсификации производства, чему содействовало широкое внедрение прогрессивно-сдельной системы оплаты труда и установление премий технологам, нормировщикам и мастерам за снижение нормированного времени на изготовление единицы изделия [3, д. 23, л. 14 — 15]. Наряду с этим, чтобы как-то компенсировать снижение производства боевых самолетов, НКАП решил значительно увеличить объем ремонта вышедшей из строя авиатехники и тем самым продлить сроки ее боевой эксплуатации. Такое решение было чрезвычайно своевременным. Еще в начале октября 1941 г. в строевых авиачастях скопилось около 2200 самолетов и 5570 моторов, находившихся в неисправном состоянии. А в частях дальней бомбардировочной авиации, имевших на вооружении 504 самолета, к этому времени 216 машин вышли из строя [3, д. 641, л. 5 — 6]. К концу 1941 г. НКАП резко увеличил число заводских инструктивных и ремонтных бригад специалистов, прикомандированных к авиаподразделениям, и довел их численность до 143 бригад, в состав которых вошли 870 ремонтников. Эти бригады специализировались на проведении полевого ремонта в авиачастях действующей армии [3, д. 736, л. 18 — 19]. С каждым днем наращивались ремонтные работы и во фронтовых авиаремонтных мастерских, возникавших в цехах эвакуированных авиазаводов. Только в Москве к 20 октября 1941 г. уже действовало 15 таких мастерских, восстанавливавших самолеты, винты, радиаторы, агрегаты, различное самолетное оборудование и вооружение. В течение месяца (до 19 ноября 1941 г.) они возвратили к жизни 70 самолетов, 62 мотора, 32 винта, 164 радиатора, 87 бензобаков, утилизировали и вторично использовали 130 тонн дюралюминия. Все это было сделано силами 4867 рабочих [3, д. 699, л. 16 — 21].

Заканчивался 1941 год, год невероятно тяжелый как для всего народного хозяйства, так и для авиапромышленности. Видимо, благодаря тому что авиаиндустрия находилась на твердом фундаменте централизованной экономической системы, ей удалось избежать дезорганизации, выстоять и спасти большую часть своих производственных мощностей и кадрового состава. И хотя эвакуация авиазаводов не позволила им достичь запланированного уровня производства, тем не менее во втором полугодии 1941 г. отрасль выпустила 15 735 самолетов (из них 12 377 боевых) и 28 707 моторов, тем самым превысив аналогичные показатели 1940 г. соответственно на 48 и 34% [10]. В новом 1942 г. авиастроителям предстояло создать в глубоком тылу фактически новую производственно-техническую базу отрасли.

Развертывание отраслевых производственных мощностей на востоке проходило в сжатые сроки и в условиях суровой зимы 1941 — 1942 гг. Авиастроители работали днем и ночью. Они возводили производственные цехи и мастерские, строили бараки и рыли землянки для жилья. При этом приходилось заниматься разгрузкой и монтажом продолжавшего прибывать оборудования. На 25 декабря 1941 г. на восток было перевезено 39 814 единиц оборудования, из них 28 114 единиц к этому времени были уже смонтированы, а 15 773 — давали промышленную продукцию [3, д. 32, л. 1 — 10]. Предпочтение при размещении отдавалось самолетостроительным и моторостроительным предприятиям, имевшим первостепенное оборонное значение. В худших условиях оказались неосновные и вспомогательные производства, в том числе агрегатные и приборные. Этим предприятиям пришлось налаживать выпуск продукции в малоприспособленных для таких целей зданиях клубов, театров, учебных заведений, а порой и просто под открытым небом. Так, завод № 213, который специализировался на создании точных приборов, разместился в цехах мясокомбината, а приборостроительный завод № 448 вынужден был довольствоваться длинным подземным тоннелем [3, д. 33, л. 141]. Но несмотря на все трудности, темпы воссоздания авиаиндустрии были высокими. К концу 1941 г. из 180 существовавших до войны предприятий действовали 125. Остальные 55 предприятий были либо законсервированы, либо ликвидированы [5, д. 32, л. 11].

Создание новой авиапромышленной базы было немыслимо без наращивания мощностей отраслевой строительной индустрии. Строительно-монтажные тресты НКАП должны были освоить в 1941 г. на 77% больше капитальных вложений, чем в 1940 г. [13]. За 1941 г. строительно-монтажные тресты НКАП ввели в эксплуатацию 1600 тыс. $м^2$ промышленных площадей [3, д. 815, л. 283]. Это было большим достижением.

В период воссоздания авиапроизводства остро ощущалась нехватка рабочих рук. Несмотря на то что рабочие авиазаводов бронировались, многие из них добровольно ушли на фронт и заменить их было непросто. В конце 1941 г., в самый разгар эвакуации, в отрасли продолжали работать около 110 тыс. человек, а для поддержания нормальной деятельности авиационных предприятий требовалось еще по меньшей мере 219 тыс. человек, в том числе 137 тыс. квалифицированных рабочих [10]. Решение кадровой проблемы НКАП видел прежде всего в укреплении трудовой дисциплины, в совершенствовании организации труда, в мобилизации трудовых резервов. В работе по реализации этих задач он опирался на указы Президиума Верховного Совета СССР от 26 декабря 1941 г. «Об ответственности рабочих и служащих предприятий военной промышленности за самовольный уход с предприятий» и от 13 февраля 1942 г. «О мобилизации на период военного времени трудоспособного городского населения для работы на производстве и строительстве». Первый объявлял работников оборонных объектов мобилизованными и квалифицировал самовольный уход с них как дезертирство, а второй позволил НКАП развернуть в широких масштабах набор необходимой для производства рабочей силы. Уже в феврале 1942 г. на авиазаводы в Куйбышев были направлены 5 тыс. старшеклассников, 500 студентов вузов и техникумов, 6 тыс. рабочих из необоронных отраслей промышленности, 5 тыс. служащих и 1500 выпускников ремесленных училищ [12]. Позднее, в апреле — мае 1942 г., эти предприятия получили в свое распоряжение еще 14 тыс. человек, мобилизованных в Чкаловской, Пензенской и Куйбышевской областях, а также 40 тыс. рабочих и учащихся ремесленных училищ, эвакуирован-

ных из блокадного Ленинграда [14]. Все шире в авиапромышленности стал использоваться женский труд. В 1942 г. удельный вес женщин среди рабочих отрасли возрос до 38,3%, а в промышленно-производственном персонале — до 40,9% [3, д. 601, л. 61 — 62].

Наряду с кадровой НКАП решал и проблему материально-технического снабжения авиапроизводства. Все силы центрального аппарата были брошены на создание новой системы снабжения: старая система к началу 1942 г., вследствие перемещения основных центров авиаиндустрии на восток и происшедшего в связи с этим разрывом отношений с предприятиями-поставщиками, фактически распалась и перестала существовать. Постановление ГКО от 21 ноября 1941 г. «О восстановлении эвакуированных заводов-поставщиков авиационной промышленности» содержало предупреждение всем наркомам, что они лично отвечают за скорейшее возобновление поставок продукции авиапромышленности, все заказы которой впредь должны были выполняться наравне с заказами по танкам и боеприпасам [3, д. 601, л. 61 — 62]. Если в первые месяцы войны снабжение отрасли сырьем, материалами и топливом осуществлялось главным образом за счет государственных и мобилизационных резервов, а также переходящих запасов предприятия и баз Главснаба НКАП, то к концу 1941 г., в связи с истощением этих резервов и запасов, был взят курс на поиски новых источников снабжения. В начале декабря 1941 г. по предложению Главснаба была создана и направлена в Свердловск комплексная бригада в составе 35 человек, в основном специалистов ВИАМ. Она занялась размещением заказов авиапромышленности на уральских металлургических и металлопрокатных заводах и оказывала им помощь в освоении производства новых марок и профилей проката черных и цветных металлов. Уже в короткие сроки бригаде удалось наладить выпуск сортовой стали 38ХМЮА на металлургическом заводе им. А. К. Серова, а других сталей авиационного сортамента — на Верх-Исетском заводе [15].

В стране было организовано массовое производство электросварных труб, заменивших цельнокатанные, вместо прессовки в изготовлении алюминиевых прутков и катанки для заклепочной проволоки стали применять прокатку, были освоены и другие прогрессивные технологические процессы. Выпуск необходимой авиастроению продукции был развернут на таких крупных предприятиях металлургической и химической промышленности, как Кузнецкий, Гурьевский, Нижнетагильский, Синарский, Златоустовский, Муслюмовский и других (всего на 18 заводах) [3, д. 33, л. 134 — 135; д. 36, л. 71 — 75]. Эти положительные итоги были во многом обусловлены и постановлением правительства о ежеквартальном премировании заводов-поставщиков НКАП в пределах 2% от стоимости отгруженных ими изделий и полуфабрикатов [15], и тем, что ЦК ВКП(б) установил строгий контроль за выполнением заказов для авиационной промышленности на предприятиях Свердловской, Челябинской, Горьковской, Сталинградской и Молотовской областей, обязав 20 февраля 1942 г. первых секретарей соответствующих обкомов командировать на неблагополучные заводы-поставщики своих ответственных работников и оказать этим предприятиям поддержку материальными и людскими ресурсами [16].

В дальнейшем воссоздание авиационного производства все больше выходило за ведомственные рамки. В этом процессе приняли участие многие отрасли промышленности, в том числе металлургическая, химическая, резинотехническая, автомобильная, электротехническая и другие. Разрабатывались заменители дорогостоящих и дефицитных материалов; авиазаводы переходили на самоснабжение, организуя собственными си-

лами выпуск всего необходимого для производства; нормой становился режим строгой экономии сырья, материалов, топлива.

Авиастроители стремились работать с полной отдачей и во что бы то ни стало увеличить выпуск боевой авиатехники. Завод № 18 изготовлял в декабре 1941 г. ежесуточно в среднем по 3 Ил-2, в январе 1942 г. — по 6 — 7 машин, а в августе 1942 г. завод добился выхода на доэвакуационный уровень производства штурмовиков. Завод № 1 тоже значительно увеличил свою производительность, но для этого ему пришлось прекратить сборку истребителей МиГ-3 и полностью переключиться на выпуск Ил-2 [5, д. 33, л. 17].

Авиация дальнего действия, которая понесла в первые месяцы войны серьезные потери, нуждалась в срочном пополнении своего самолетного парка. Большие надежды в этой связи возлагались на завод № 23, организованный в декабре 1941 г. на площадке эвакуированного в Казань крупного московского самолетостроительного предприятия. Уже в 1942 г. завод № 23 дал фронту 110 самолетов Ил-4 [5, д. 33, л. 86].

Все делалось и для воссоздания производственно-технических баз других самолетостроительных предприятий. Чтобы поднять заинтересованность заводчан в скорейшей сдаче готовой продукции заказчику, НКАП 25 марта 1942 г. ввел дополнительные премии для мотористов, механиков, летчиков-испытателей и других работников, отвечавших за облет и окончательную доводку машин. Размер премий зависел от сроков сдачи военпредам готовых к бою самолетов и их количества. Уже к маю 1942 г. уровня доэвакуационной мощности достигали заводы № 22, 31, 39 и 84 [5, д. 33, л. 17]. Это обеспечило поставки фронту тысяч новых истребителей, штурмовиков и бомбардировщиков.

Полным ходом восстанавливали свой производственный потенциал и моторостроительные предприятия отрасли. С января 1942 г. они начали выпускать первую продукцию и постепенно один за другим выходили на уровень наивысших показателей 1941 г.: завод № 29 — в феврале, № 24 — в мае, № 16 и 154 — в июле и завод № 26 — в августе 1942 г. [5, д. 33, л. 205]. Возвращались в строй действующих агрегатные, приборные, металлургические и другие авиационные предприятия: 20 ноября 1942 г. выпустил первую партию карбюраторов на новой площадке завод № 33, в декабре того же года полностью справился со своим месячным заданием завод № 469, а завод № 20 восстановил производство в начале 1942 г., успешно выполнив программу I квартала 1942 г. [5, д. 33, л. 70, 207].

Таким образом, авиационная промышленность рождалась практически заново. Бóльшая часть предприятий отрасли одновременно с наращиванием выпуска продукции вела широкомасштабное капитальное строительство и техническую реконструкцию. Только во II квартале 1942 г. на капитальное строительство выделялось 390 млн. рублей, в том числе 65 млн. рублей на восстановление предприятий [3, д. 749, л. 60 — 61]. Создавая в считанные месяцы новые цехи и целые заводы, авиастроители не только увеличивали с каждым днем производство боевой авиатехники, но и осваивали выпуск другой военной продукции (снарядов, пулеметов и даже танков).

Зимние победы Красной Армии дали возможность приступить сначала к частичной, а позднее и к полной реэвакуации научно-исследовательских институтов НКАП. Вышедшее 24 января 1942 г. постановление ГКО предусматривало в течение года восстановление на старых площадках больших аэродинамических труб и лабораторий ЦАГИ. Для этого НКАП поручалось в 15-дневный срок возвратить из Новосибирска и Казани необходимое число эвакуированных специалистов и

оборудования этого института [3, д. 730, л. 26 — 27]. Возобновил свою деятельность в столице и ЦИАМ (после того как 15 апреля 1942 г. он направил 400 своих специалистов из Уфы в Москву). А летом того же года в столицу из Куйбышева вернулся ВИАМ [3, д. 741, л. 62].

Возвращая ведомственные научно-исследовательские организации на старые опытно-экспериментальные базы и тем самым концентрируя силы и возможности отраслевой науки, НКАП направлял в 1942 г. ее потенциал на выполнение задач, связанных с улучшением летных данных и боевой эффективности военных самолетов. Эти задачи нашли свое конкретное отражение в сводном плане работы институтов на I полугодие 1942 г., утвержденном ГКО. При этом объемы фундаментальных научных разработок были сокращены до минимума [3, д. 741, л. 90 — 92].

Сосредоточив главное внимание на проблемах серийного производства, отраслевая наука внесла в 1942 г. значительный вклад в их практическое решение, и в этом была заслуга всех институтов авиапромышленности. С июля 1942 г. в Летно-исследовательском институте для обеспечения идентичности серийных машин их опытным образцам стали проводиться контрольные испытания самолетов массового производства. Значительные резервы увеличения скорости боевых самолетов были выявлены и в ходе экспериментальных работ, развернувшихся в ЦАГИ.

Большую и эффективную помощь серийному производству оказали также специалисты ВИАМ. Они разработали новую технологию штамповки стальных картеров для мотора М-82, позволявшую экономить до 240 кг алюминия на каждом двигателе, создали новые припои, заменившие дефицитное олово, маскировочную самолетную краску типа «Ночь» с коэффициентом отражения 3 — 4% и провели ряд других интересных разработок [3, д. 37, л. 98].

Одним из главнейших направлений научно-исследовательской деятельности авиационных институтов в годы войны стало изучение иностранной авиатехники с целью практического использования передового зарубежного опыта и достижений в советском самолетостроении. В марте 1942 г. в демонстрационном зале Бюро новой техники при ЦАГИ открылась постоянно действующая экспозиция, на которой были представлены новейшие отечественные и англо-американские самолеты, а также трофейные образцы германской боевой авиатехники.

К концу 1942 г. реэвакуация научно-исследовательских институтов авиапромышленности в основном завершилась. К этому времени были пущены в эксплуатацию их наиболее важные экспериментальные установки. Расширилась и ведомственная сеть НИИ. 15 декабря 1942 г. был создан Институт самолетного оборудования [3, д. 754, л. 208].

Возвращались в Москву также основные самолетостроительные ОКБ. В 1942 г. их коллективы занимались в основном доработкой и совершенствованием серийных машин. ОКБ С. В. Ильюшина, получившее по возвращении из куйбышевской эвакуации в мае 1942 г. производственную базу завода № 240, сосредоточило свои усилия на создании двухместного варианта Ил-2. Уже в июле 1942 г. двухместная машина успешно прошла государственные испытания, а в октябре того же года ее запустили в серийное производство на заводах № 1, 18 и 30 [3, д. 754, л. 181]. В ОКБ, которым руководил С. А. Лавочкин, полным ходом шли работы по совершенствованию истребителя ЛаГГ-3. Вскоре на его базе удалось создать новый истребитель Ла-5. Постройка Ла-5 помогла преодолеть диспропорцию в производстве, в значительной

мере устранить дефицит двигателей водяного охлаждения и дать новую жизнь моторам воздушного охлаждения. В апреле 1942 г. истребитель Ла-5 успешно прошел госиспытания и вскоре стал поступать в строевые авиачасти, дислоцированные в районе Сталинграда. За 18 дней боевой эксплуатации Ла-5 уничтожили 20 и подбили 10 самолетов противника. Новый самолет успешно противостоял лучшему немецкому самолету такого же класса Ме-109F, а по некоторым данным и превосходил его [3, д. 886, л. 175 — 192].

В 1942 г. в действующую армию стали поступать истребители Як-7Б. В том же году коллектив конструкторов под руководством А. С. Яковлева запустил в серийное производство еще одну модификацию — истребитель Як-9 [13].

К июлю 1942 г. число советских самолетов на фронте по сравнению с январем возросло более чем в 1,3 раза. Однако новые машины составляли только 47% от всего самолетного парка. Особенно не хватало новых бомбардировщиков, их удельный вес не превышал 10% количественного состава бомбардировочной авиации [17]. Это произошло в известной мере потому, что в процессе создания новой авиатехники не удалось избежать ошибок и непродуманных шагов. Большие трудности возникли с запуском в серию очень нужного армии нового бомбардировщика Ту-2 на омском заводе № 166. В Омск в начале войны была эвакуирована большая часть арестованных конструкторов, которые продолжали здесь в условиях тюремного КБ разрабатывать новую авиатехнику. Правда, в 1942 — 1944 гг. многих из них освободили, но далеко не всех. Например, Р. Л. Бартини находился в заключении вплоть до 1948 г.

По постановлению ГКО от 10 октября 1942 г. свертывались все работы по выпуску нового фронтового бомбардировщика Ту-2. И хотя эта машина прошла с 13 сентября по 28 октября на Калининском фронте войсковые испытания с отличной оценкой, НКАП не смог добиться отмены этого непродуманного решения. Однако по его настоянию на заводе № 166 были сохранены оснастка, приспособления и техническая документация по Ту-2, а из имевшегося задела удалось собрать до конца 1942 г. 10 бомбардировщиков [3, д. 799, л. 34 — 36; 6].

В ногу с самолетостроителями шли создатели авиационных моторов. В начале 1942 г. группа конструкторов по инициативе А. А. Микулина за короткий срок спроектировала, рассчитала и изготовила опытный образец нового мотора АМ-38Ф. Под руководством В. Я. Климова на заводе № 26 проводились работы по созданию двигателя М-105ПФ. Этот мотор успешно прошел длительные стендовые испытания, наработав 179 часов и тем самым намного перекрыв проектируемый для него ресурс. По докладу конструктора В. Я. Климова и директора завода № 26 В. П. Баландина, Председатель ГКО утвердил 150-часовой нормативный срок службы М-105ПФ и санкционировал его серийное производство [3, д. 33, л. 1]. Но так же как и в самолетостроении, прогресс, достигнутый в области авиадвигателестроения, явился результатом напряженного труда и тех конструкторов, которые продолжали творить в условиях тюремного режима. Наиболее важные и перспективные разработки проводились ими в «шарашке», организованной в ходе эвакуации, осенью 1941 г. на казанском заводе № 16. Здесь под руководством В. П. Глушко, приговоренного еще в 1939 г. к восьми годам исправительно-трудовых лагерей, создавался жидкостный реактивный двигатель РД-1, который в качестве ускорителя стал испытываться на изготовлявшихся тут же в Казани бомбардировщиках Пе-2. Значительный

вклад в опытно-конструкторскую деятельность этого коллектива внесли Б. С. Стечкин и С. П. Королев. Последнего перевели из Омска осенью 1942 г. Он и В. П. Глушко по воле бериевского аппарата вынуждены были еще продолжительное время быть в положении заключенных, и только 27 июля 1944 г. вышел указ Президиума Верховного Совета СССР об их досрочном освобождении со снятием судимости [18].

В 1942 г. НКАП активно содействовал разработке новых модификаций боевых моторов. В июне была образована постоянно действующая экспертная комиссия для рассмотрения проектов и технических данных по новым и модернизированным моторам и агрегатам к ним. А в августе с целью усиления технической помощи фронту и организации обмена опытом боевой эксплуатации двигателей конструкции В. Я. Климова НКАП созвал конференцию по их качеству. Позже аналогичные конференции прошли и по моторам других конструкций [3, д. 35, л. 52]. На самолетостроительных и моторостроительных заводах создавались технические кабинеты и классы для изучения летно-техническим составом ВВС новой авиатехники. На предприятиях также стали стажироваться курсанты школ авиамехаников. В 1942 г. 750 курсантов смогли получить практические навыки по эксплуатации и ремонту самолетов, а также детально изучить их конструкцию на 83 авиазаводах. Главным итогом коллективного труда ученых, конструкторов и рабочих авиапромышленности в 1942 г. стало освоение массового производства 14 новых типов самолетов, в том числе 5 истребителей, 6 бомбардировщиков, 1 штурмовика и 2 транспортных. За это время было внедрено в серию 10 модификаций моторов [5, д. 33, л. 102].

Процесс восстановления производственных мощностей отрасли проходил быстрыми темпами. Начиная с января 1942 г. выпуск авиатехники неуклонно возрастал. Уже в мае 1942 г. было построено в 3,6 раза больше самолетов, чем в декабре 1941 г., а в июле 1942 г. в 1,3 раза больше, чем годом раньше. Если в I квартале 1942 г. среднемесячное производство боевых самолетов составляло 1,1 тыс. машин, то во II квартале — уже примерно 1,7 тыс. машин. Всего же за первое полугодие 1942 г. было выпущено 9744 самолета, из них 8268 — боевых модификаций [17], причем бóльшая часть этих самолетов была произведена в глубинных районах страны. Удельный вес военной продукции авиазаводов Урала, Поволжья, Сибири и Средней Азии в общесоюзном производстве НКАП с 6,6% в июне 1941 г. увеличился до 77,3% к июню 1942 г. [13].

Таким образом, воссоздание производственно-технического потенциала авиастроения в основном завершилось к началу второго полугодия 1942 г., что оказало существенное влияние на ход войны. Западный историк Г. Фойхтер впоследствии признал исключительную значимость стремительного возрождения авиапроизводства: «То, что в таких условиях Советскому Союзу удалось не только произвести перебазирование своей промышленности, но и в короткий срок наладить массовый выпуск самолетов, следует отнести к величайшим техническим достижениям периода второй мировой войны» [2, т. 4, с. 158].

Заканчивался 1942 г., авиаиндустрия превратилась в слаженную, неуклонно развивающуюся отрасль военного хозяйства страны. Из месяца в месяц росли ее показатели по выпуску самолетов (табл. 3) [2, т. 6, с. 343].

Таблица 3

Месяц 1942 г.	Число выпущенных самолетов	
	всего	из них боевых
VII	2224	1835
VIII	2492	2098
IX	2672	2286
X	2839	2462
XI	2634	2268
XII	2831	2464
Всего за 1942 г.:	25 436	21 681

В декабре 1942 г. производство самолетов увеличилось в 4,7 раза, а моторов — в 5,4 раза против декабря 1941 г. Причем доля истребителей и особенно штурмовиков в общем выпуске авиатехники значительно возросла по сравнению с предшествующими годами [5, д. 33, л. 102].

В 1942 г. было выпущено 38 002 авиамотора, или на 33% больше, чем в 1941 г. [5, д. 33, л. 187]. Несмотря на вынужденное перебазирование более 3/4 всех производственных мощностей и огромные затраты на их последующее развертывание в глубинных областях страны, план 1942 г. по основным показателям был выполнен полностью. В 1942 г. число работавших в отрасли достигло 610,3 тыс. человек. Увеличились и производственные мощности авиастроения: по металлорежущим станкам — на 21,4 тыс. единиц, по кузнечно-прессовому оборудованию — на 600 единиц. Показатели июня 1941 г. были превышены: по числу работавших — на 31%, по станкам — на 89,4%, по кузнечно-прессовому оборудованию — на 88,8%. Тем самым была существенно увеличена техническая вооруженность труда и расширены возможности экстенсивного развития [13].

За 1942 г. в Германии было выпущено всего 12 950 боевых самолетов. К тому же немецкая авиапромышленность значительно отставала от советской по эффективности использования основных материальных ресурсов. В 1942 г. в СССР было произведено больше, чем в Германии, самолетов: на 1 млн. т выплавленной стали — в 4,4 раза, на 1 млрд. кВт/ч вырабатывавшейся электроэнергии — в 4,3 раза, на 1 тыс. металлорежущих станков — в 8,1 раза [19].

Советская авиапромышленность в короткие сроки не только восстановила авиационное производство, но и добилась его существенного подъема. Она подошла к 1943 г., обладая мощным производственно-техническим потенциалом, полностью перестроенной и слаженной в соответствии с нуждами военного времени, а также способной удовлетворить все потребности фронта. Это подготовило необходимые предпосылки для захвата советской авиацией в 1943 г. стратегического господства в воздухе.

АВИАПРОМЫШЛЕННОСТЬ В ПЕРИОД КОРЕННОГО ПЕРЕЛОМА И ЗАВЕРШЕНИЯ ВОЙНЫ

Первые месяцы 1943 г. ознаменовались величайшим событием в ходе Великой Отечественной войны: советские войска, завершив окружение, а затем и полный разгром крупнейшей гитлеровской военной группировки в районе Сталинграда, одержали историческую победу на

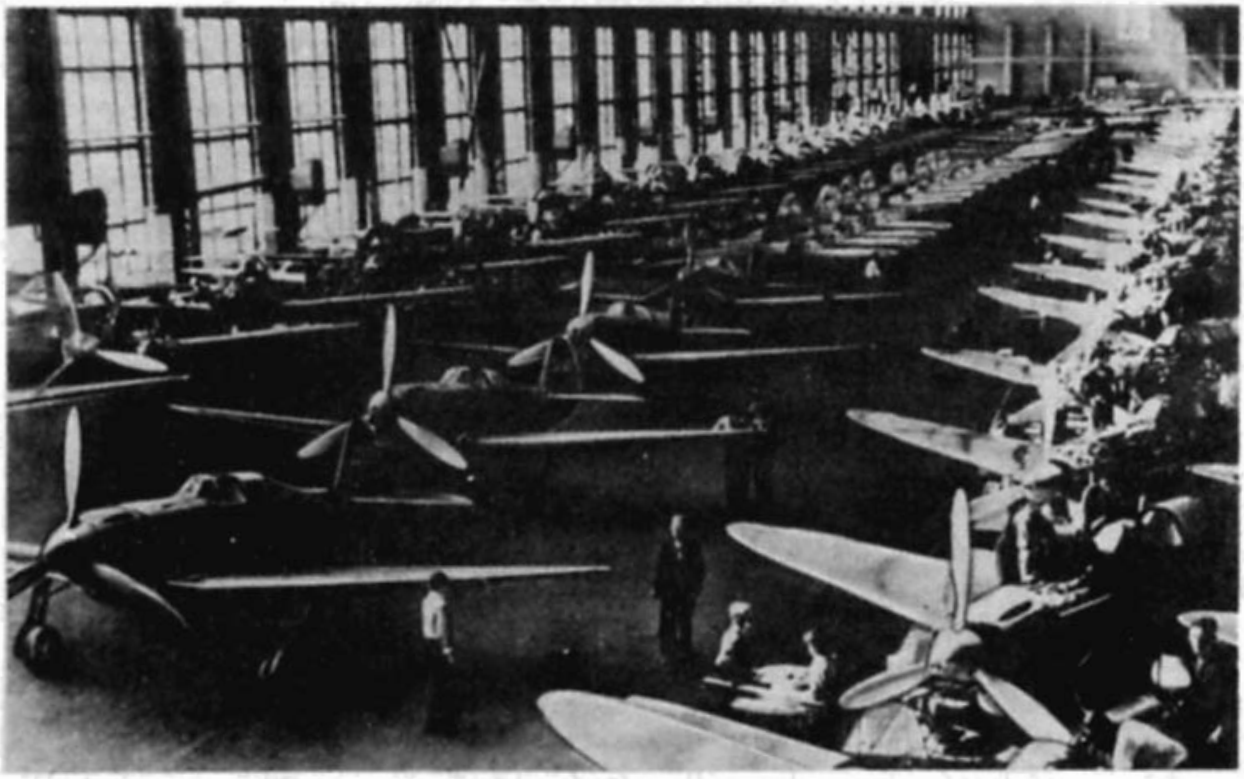
Волге, имевшую решающее значение в достижении коренного перелома в ходе войны в пользу СССР. Успех этого сражения был во многом предопределен растущей боевой мощью Военно-Воздушных сил Красной Армии, которые получили в свое распоряжение к этому времени большое число первоклассных боевых самолетов с высокими летно-техническими данными и вооружением.

Во многом изменившиеся ко второму периоду войны условия народнохозяйственного развития выдвигали на передний план такие действенные экономические рычаги, как повышение производительности труда, использование прогрессивной технологии, техническое перевооружение предприятий, внедрение научной организации труда, совершенствование планирования, снабжения и всего механизма управления отраслью. Эти требования составляли основное содержание постановлений ГКО «О материально-техническом обеспечении заводов НКАП», которыми начиная с 1943 г. стали утверждаться квартальные планы поставок продукции авиазаводам по системе межотраслевой кооперации. С этого же года постановлениями ГКО утверждались и квартальные планы выпуска самолетов и моторов. Каждый месяц НКАП направлял в ГКО отчеты о сдаче заводами облетанных и готовых к бою самолетов, о выполнении программ производства боеприпасов и другие отчеты. Непосредственно вопросами развития авиастроения в аппарате ГКО стало заниматься Оперативное бюро, образованное в декабре 1942 г. [20]. Производство валовой продукции (металлоизделий, материалов и др.) осуществлялось по квартальным планам, утвержденным постановлениями СНК СССР.

Усиливая свой контроль над авиапромышленностью, ГКО в то же время добивался большей слаженности и четкости в деятельности ее поставщиков. Одновременно было дано указание совнаркомам союзных и автономных республик, областным, краевым и городским исполкомам депутатов трудящихся, а также уполномоченным Госплана СССР немедленно приступить совместно с директорами авиазаводов к изысканию дополнительных резервов местной и республиканской промышленности с последующим приведением их в действие в интересах развития авиаиндустрии [3, д. 943, л. 83 — 94].

При поддержке НКАП повсеместно развернулось и широкомасштабное внедрение в авиапроизводство передовой технологии. Механическая обработка заменялась штамповкой, клепка — сваркой, литейные цехи переводились на кокильное литье, на смену пневматической клепке приходила прессовая. Переход на новую технологию сопровождался обновлением производственных мощностей. Заводские кузницы оснащались горизонтально-поковочными машинами и в цехах наряду с другим новейшим оборудованием стали устанавливаться специальные металлорежущие станки, изготовленные на предприятиях НКАП. Все высвобожденное и пришедшее в негодность старое оборудование авиастроители ремонтировали собственными силами. Техническое перевооружение авиапроизводства позволило провести в апреле 1943 г. общеотраслевое повышение норм выработки на 15% и одновременно снизить расценки на 13% [3, д. 53, л. 49]. Эти и другие организационно-технические мероприятия были нацелены на достижение более высокой производительности труда.

За первые три месяца 1943 г. авиапромышленностью было произведено 8014 самолетов, из них 6372 — боевых. Во II квартале объем выпуска авиатехники еще больше возрос; заказчикам был передан 8531 самолет, из которых 7369 боевых. Всего за первое полугодие 1943 г. построили самолетов на 69,8% больше, чем за тот же период 1942 г., по боевым машинам прирост составил 66,2% [2, т. 6, с. 353].



Сборка истребителей Як-7Б

Таких показателей удалось добиться в основном благодаря увеличению производительности труда, которую только за год (с мая 1942 г.) подняли по отрасли на 30%. За это же время число рабочих, перевыполнявших нормы в авиапромышленности, возросло на 22% [21].

Радикальным средством дальнейшей интенсификации авиационного производства являлось массовое внедрение в самолетостроение и моторостроение поточно-конвейерных методов организации труда, позволявших, не прибегая к дополнительным капитальным вложениям, существенно поднять производительность труда. Перевод сборочных операций на поток стал принимать массовый характер с начала 1943 г. К осени 1943 г. поточный метод, доказав свое очевидное преимущество и перспективность, стал внедряться повсеместно. Этому содействовал выпущенный в начале октября 1943 г. приказ НКАП «Об организации поточных методов производства», который содержал следующие результаты применения потока на предприятиях отрасли: на заводе № 153 организация поточной сборки фюзеляжей самолетов повысила производительность труда в 2 раза, сократила использование производственных площадей в 4 раза и ускорила процесс сборки машин на 75%; на заводе № 45 поточная обработка головки блока мотора позволила уменьшить трудоемкость изделия на 25% и себестоимость — на 27,6%. Согласно приказу предприятия должны были разработать планы создания поточных производств, а трест «Оргавиапром» и Гипрониавиапром — сформировать из квалифицированных специалистов комплексные бригады для обучения производственников поточным методам [3, д. 976, л. 64].

Основные проблемы внедрения поточного метода стали предметом обсуждения на общеотраслевой конференции, открывшейся 1 ноября 1943 г. Вслед за ней прошла целая серия аналогичных конференций, но уже в рамках главных производственных управлений НКАП. Эти конференции применительно к специфике того или иного производства наметили планы развития поточных линий, утвердили контрольные цифры снижения трудоемкости изделий и определили другие практи-

ческие шаги по освоению нового метода. В 1944 г. поточные линии окончательной сборки Ил-2 были пущены в эксплуатацию на заводах № 1, 18, 30, 39. В тот год были переведены на поток и сборочные операции по бомбардировщикам: Пе-2 на заводе № 22, Ту-2 — на заводе № 23 и Ил-4 — на заводе № 126, по истребителям типа «Як» — на заводе № 292 и Ла-5 — на заводе № 21. Добились значительного прогресса в освоении поточных методов и моторостроительные предприятия отрасли. Только на одном заводе № 16 в 1944 г. было пущено 25 поточных линий, которые охватили 65% всей трудоемкости изготовления моторов. О своих успехах и нерешенных проблемах в области поточной организации труда директора самолетостроительных и моторостроительных предприятий докладывали на заседании коллегии НКАП, состоявшемся в марте 1944 г. [3, д. 6861, л. 216].

К концу войны на поток была переведена большая часть всех монтажно-сборочных операций, применяемых в самолетостроении. Повышение уровня использования поточно-конвейерных методов в сборке боевых самолетов в 1943 — 1945 гг. характеризуется данными, приведенными в табл. 4 [5, д. 33, л. 22].

Таблица 4

Номер завода	Тип самолета	Число поточных линий		Примечание
		1943 г.	1945 г.	
1	Ил-2	18	38	—
18	Ил-2	9	32	В 1944 г. пущен конвейер окончательной сборки
18	Ил-10	—	33	—
21	Ла-5	21	—	—
21	Ла-7	—	28	В 1944 г. пущен конвейр окончательной сборки
22	Пе-2	—	28	То же
153	Як-9	—	27	То же
292	Як-3	—	30	Сборка велась также на 37 подвесных путях

Успешно овладели поточной сборкой к концу войны и моторостроительные предприятия отрасли. В начале 1945 г. на заводе № 16 действовало 35 поточных линий, а на заводах № 19 и 24 — по 28 поточных линий. К тому же на моторостроительных заводах № 19 и 24 были пущены в эксплуатацию конвейеры кокильной отливки головок цилиндра [5, д. 33, л. 209].

Главным итогом перевода авиастроения на поток стало достижение более высокой организации производства, повышение его культуры. И что было самым важным — удалось существенно поднять уровень производительности труда и тем самым снизить себестоимость продукции. Только на моторостроительных заводах внедрение потока дало увеличение производительности труда в 1943 г. на 20 — 25% [10]. И если в среднем по народному хозяйству производительность труда увеличилась с апреля 1942 г. по октябрь 1943 г. на 39,2%, то в авиаиндустрии за тот же период она поднялась на 40,9% [11]. В дальнейшем эта тенденция еще более усилилась: в апреле 1944 г. по сравнению с апрелем 1942 г. производительность труда в авиастроении увеличилась на 47%, тогда как ее общий уровень в промышленности за тот же период возрос на 40% [21]. А всего за последние три года войны прирост производительности труда в авиастроении составил

70,2% [20]. Происходившее одновременно снижение себестоимости основной продукции выражалось цифрами, приведенными в табл. 5 [3, д. 6881, л. 73].

Таблица 5

Тип самолета	Номер завода-изготовителя	Себестоимость одного самолета, тыс. руб.	
		1941 г.	1943 г.
Як-7	153	161,4	111,1
Ил-2	18	236,1	165,6
Пе-2	22	442,0	279,4

Таблица 6

Тип самолета	Затраты живого труда, тыс. чел.-ч	
	1941 г.	1943 г.
Ил-4	20	12,5
Ил-2	9,5	5,9
Пе-2	25,3	13,2

Всего за 1941 — 1945 гг. экономия от снижения себестоимости только в самолетостроении составила 5,4 млрд. рублей, или на 1,7 млрд. рублей больше, чем в танковой промышленности, и была равноценна поставке фронту 42 475 самолетов Ла-5 [20].

Во многом благодаря широкому освоению авиастроителями поточных методов в 1943 г. по сравнению с 1941 г. значительно снизились трудозатраты, что видно из табл. 6 [22].

С каждым годом сокращались капитальные вложения, направляемые в авиастроение. Если в 1941 г. они составили 3460 млн. рублей, а в 1942 г. — 1980 млн. рублей, то в 1943 г. — уже 1030 млн. рублей. Однако в целом факторы экстенсивного развития продолжали сохранять приоритетное значение в дальнейшем наращивании выпуска боевых самолетов. В 1943 г. по сравнению с 1941 г. на 17% увеличилась общая численность работающих в отрасли, которая составила на 1 января 1944 г. 640 213 человек, в том числе 435 385 рабочих; на 24,5% возросла средняя продолжительность рабочей смены: если в 1940 г. она равнялась 7,66 ч, то в 1943 г. 9,54 ч [3, д. 1314, л. 192 — 196].

Проведенная НКАП мобилизация всех ресурсов авиапромышленности в сочетании с мерами по повышению производительности авиазаводов обеспечили успешное выполнение плановых заданий. В 1943 г. было произведено 34 884 машины, в том числе 29 887 боевых, тем самым удалось превысить плановое задание на 2,5%, объем выпуска самолетов в 1942 г. — на 37,1% и производительность германской авиапромышленности в 1943 г. — на 9700 машин [10]. Если в 1940 г. на 1 тыс. рабочих советского авиастроения производилось в среднем 35,6 самолета, то в 1943 г. — уже 78,8 самолета [3, д. 6861, л. 52]. Моторостроительные предприятия отрасли дали в 1943 г. 48 825 авиадвигателей [5, д. 33, л. 187]. Это позволило советской авиации окончательно завоевать стратегическое господство в воздухе. На 1 июля 1943 г. в боях участвовало: с советской стороны 10 252 самолета, а с германской — 2980 самолетов [10].

Но форсирование выпуска боевой авиации было сопряжено со многими трудностями, которые не могли не сказаться на ее качестве. В мае 1943 г., когда подготовка к летней кампании шла полным ходом, на истребителях Як-1 и Як-7, изготовленных заводами № 292 и 153, был выявлен массовый дефект производственной отделки. На многих самолетах произошло отслаивание миткалевого покрытия, расслоение и деформация фанерной обшивки; шпаклевка растрескивалась, и были случаи, когда в полете с крыльев срывало обшивку. Положение было серьезным. Только в одной 13-й воздушной армии из строя вышли 84

штурмовика Ил-2, 11 истребителей Ла-5 и 70 «Яков» [3, д. 998, л. 15, 42]. Подобная же картина наблюдалась и в других воздушных армиях. 3 июня 1943 г. для объяснения случившегося к И. В. Сталину были вызваны заместители наркома А. С. Яковлев и П. В. Дементьев. После этого руководство отрасли приняло экстренные меры по преодолению критической ситуации. В течение суток на более чем десяти заводах были созданы ремонтные бригады, их возглавили инженеры-технологи. Эти бригады сразу же вылетели на фронт. Но помимо ремонтных бригад в этом важном деле были задействованы и другие силы. Так, в 13-й воздушной армии, где ремонт самолетов был начат 8 июня 1943 г., развернули свою деятельность стационарные мастерские заводов № 26 и 201, а также группа вспомогательных рабочих с завода № 162. Уже к 25 июня 1943 г. все дефектные истребители в этой армии были возвращены в боевой строй, и примерно в те же сроки была отремонтирована авиатехника и в других воздушных армиях [3, д. 998, л. 43].

Как потом выяснилось, причины дефектов самолетов не были однозначными, — это и некачественные отделочные материалы (лаки и краски, включавшие в себя в виде компонентов плохо опробованные заменители); отдельные конструктивные недоработки (недостаточна была площадь крепления обшивки к силовому каркасу крыла); это, наконец, и производственный брак, возникший из-за нарушений технологического процесса обработки древесины. Положение улучшилось только после создания в июне 1943 г. в составе НКАП Главной инспекции по качеству. Свою лепту в повышение качества боевой авиатехники внесли и функционировавшие при авиазаводах военные представительства заказчика, независимые от заводской администрации и сформированные в основном из высококвалифицированных инженеров.

Второе рождение переживали предприятия отрасли, расположенные в центральных и западных районах страны. Сразу же после изгнания врага на их площадках развертывалось производство нужной фронту продукции. В Воронеже, на сильно пострадавшей от военных действий доэвакуационной территории завода № 18, был создан завод № 64, который сразу же стал осваивать выпуск штурмовиков Ил-2, а на площадке эвакуированного в Иркутск завода № 39 развернулась сборка истребителей Ла-5 [5, д. 33, л. 18, 71]. В 1943 г. было восстановлено также несколько моторостроительных предприятий. Так, на производственных площадках ранее передислоцированных на восток заводов № 16 и 20 возникли заводы № 265 и 41, которые начали изготовлять насосы для моторов АШ-82ФН и моторы М-11Д [5, д. 33, л. 18 — 25]. В 1944 г. после окончательного снятия блокады буквально из руин стали возрождаться авиационные заводы Ленинграда. Только по Главному управлению радиолокационной техники, образованному в 1944 г., восстановительные работы развернулись на 7 ленинградских предприятиях. В цехи одного из этих предприятий попало во время блокады около 80 артиллерийских снарядов, в результате было разрушено 76 800 м^2 производственных площадей. В марте 1944 г. на помощь ленинградским авиастроителям НКАП направил 1500 рабочих с авиазаводов других городов.

Не пощадила война и учебные заведения авиационной промышленности и особенно те из них, которые находились на временно оккупированной врагом территории. К примеру, полностью был разрушен Харьковский авиационный институт, на воссоздание которого НКАП выделил 3 млн. руб.

Исходным пунктом развития отраслевой науки и техники в 1943 — 1945 гг. явилось постановление ГКО от декабря 1942 г., обязавшее

НКАП значительно улучшить эксплуатационные и боевые качества основных серийных самолетов [2, т. 6, с. 353]. Чтобы мобилизовать коллективы научно-исследовательских и опытно-конструкторских организаций авиационной промышленности на выполнение этого ответственного задания, НКАП в течение 1943 г. провел серию научно-технических конференций, в которых приняли участие научные работники, авиаконструкторы, представители серийных предприятий и военные летчики. Одной из первых была созвана конференция научно-исследовательских институтов, которая прошла с 4 по 8 января 1943 г. На ней были представлены такие основные центры авиационной науки, как ЦАГИ, ЛИИ, ВИАМ и ЦИАМ. В мае 1943 г. НКАП организовал в I запасной авиабригаде техническую конференцию, посвященную анализу опыта боевого применения штурмовика Ил-2, а в декабре 1943 г. состоялись научно-технические конференции главных конструкторов авиамоторных, агрегатных и винтовых заводов. В 1944 — 1945 гг. практика проведения подобных научно-технических форумов была продолжена [3, д. 974, л. 177].

Принимались меры и по укреплению материально-технической базы, а также кадрового состава научно-исследовательских институтов и опытно-конструкторских бюро. На создание новых и реконструкцию старых лабораторий и экспериментальных установок НКАП в 1943 — 1944 гг. было выделено 92,7 млн. рублей капитальных вложений. За тот же период их станочный парк металлорежущего оборудования возрос вдвое и насчитывал к 1945 г. 3,6 тыс. станков. В два раза увеличилась и численность работающих в научно-исследовательских и опытно-конструкторских организациях: если в 1942 г. она составляла 13,1 тыс. человек, то в 1944 г. — уже 26,8 тыс. человек [3, д. 1314, л. 192 — 196].

В декабре 1942 г. после реэвакуации основных научных подразделений в ЦАГИ была пущена в эксплуатацию аэродинамическая труба околозвуковых скоростей Т-106. В начале 1943 г. на ней были проведены первые испытательные «продувки», при этом проектные данные по основным эксплуатационным параметрам трубы были перекрыты. Были проведены также работы по совершенствованию натурных труб Т-101 и Т-104. Для внедрения и популяризации научных достижений Бюро новой техники при ЦАГИ в 1943 г. организовало еженедельные лекции для работников ведомственных опытных и серийных предприятий столицы [3, д. 9335, л. 136].

15 августа 1943 г. НКАП одобрил новое «Положение о порядке проведения летных испытаний для определения дальности и продолжительности полета самолетов», которым устанавливалась единообразная методика испытаний авиатехники, проводимых ЛИИ, НИИ ВВС и всеми летно-испытательными станциями авиазаводов [3, д. 941, л. 50 — 53]. С целью обобщения и систематизации опыта, накопленного самолетостроительными ОКБ в годы войны, в 1943 г. ЦАГИ было издано многотомное «Руководство для конструкторов» [3, д. 970, л. 160].

В том же году была проведена реорганизация в ВИАМе, который был переориентирован на научно-исследовательские работы прежде всего в интересах дальнейшего развития массового производства, а общее руководство ВИАМом в НКАП было передано П. В. Дементьеву, первому заместителю наркома по серийному производству. Сближение науки с промышленными предприятиями дало хорошие плоды. Уже через некоторое время ВИАМу совместно с рядом заводов удалось впервые в СССР изготовить единые эталоны спектрального анализа алюминиевых сплавов, что позволило непосредственно в ходе плавки проводить их экспресс-анализ и тем самым добиться сокращения брака литья и увеличения производительности труда. В содружестве с заводом № 23 ВИАМа в декабре 1943 г. получил новый цинко-алюминиевый сплав АЦ-13, из которого стали отливать штампы в 12 — 15 раз прочнее штампов из

других сплавов. А сотрудничество с авиазаводом № 33 и кооперация с заводом «Каучук» дали возможность разработать и внедрить в I квартале 1943 г. технологию изготовления резиновых мембран к впрыскивающим карбюраторам для моторов конструкции В. Я. Климова. Эти детали раньше закупались за границей. Плодотворным с точки зрения удовлетворения практических нужд самолетостроения стал для ВИАМа и 1944 г. Специалисты института создали мягкие бензобаки со стенками из прорезиненной ткани, которые были на 25 — 40% легче металлических и значительно повышали живучесть самолетов. В том же году ВИАМ доложил правительству и о создании нового сплава, превосходившего по своим свойствам кобальтовый стеллит и позволивший развернуть выпуск таких мощных моторов, как АМ-42 и ВК-107А [3, д. 1125, л. 27 — 28; д. 1135, л. 244; д. 1096, л. 1120].

Большой вклад в создание улучшенных модификаций авиадвигателей внес ЦИАМ. В 1943 г. им было успешно завершено переоборудование моторов с карбюраторной системой подачи топлива на непосредственный впрыск в цилиндры. Начались работы по автоматизации управления двигателями; в боевых частях нашла широкое применение созданная институтом система объединенного управления винтом и газом, упрощавшая пилотирование и повышавшая дальность полета; специалистами института был налажен ремонт и регулировка иностранных карбюраторов, а также развернута подготовка летно-технического состава ВВС к эксплуатации англо-американских авиадвигателей, полученных по ленд-лизу.

С середины 1943 г. НКАП все больше внимания стал уделять созданию реактивной техники. Развернулись интенсивные поиски новых путей создания реактивной авиации, которые значительно активизировались после появления в 1943 г. первых немецких реактивных самолетов. Было решено в первую очередь разработать надежный реактивный двигатель, для чего ГКО и НКАП провели концентрацию конструкторских сил, имевших отношение к реактивному двигателестроению. Первым шагом в этом направлении явилось создание специализированных подразделений в структуре ведущих ведомственных научно-исследовательских институтов. В ЦИАМе в августе 1943 г. была организована лаборатория по исследованию и разработке воздушно-реактивных двигателей (ВРД) во главе с А. М. Люлькой. В этом же институте к созданию реактивных двигателей были подключены научные подразделения, возглавляемые В. В. Уваровым, А. И. Толстовым, К. В. Холщевниковым, А. А. Фадеевым и другими. В ЦАГИ 19 ноября 1943 г. был создан реактивный отдел под руководством Г. Н. Абрамовича [3, д. 866, л. 13]. Начало следующему этапу было положено изданием постановлений ГКО от 18 февраля и 29 мая 1944 г., в соответствии с которыми головным ведомством по всем работам, проводившимся в СССР по созданию реактивных двигателей, назначался НКАП; а выполнявший ранее эти функции Государственный институт по реактивной технике при СНК СССР упразднялся. Вместо него в системе НКАП был образован Научно-исследовательский институт реактивной авиации (НИИ-1), который стал собирать все научные кадры, занимавшиеся проблемами создания ВРД и жидкостных реактивных двигателей (ЖРД) [3, д. 1085, л. 80 — 85]. Из ЦИАМа в НИИ-1 была переведена группа А. М. Люльки, а с завода № 16 — группа В. П. Глушко; в качестве производственной базы новому институту был передан завод № 293. Начальником НИИ-1 был назначен П. И. Федоров, а его первым заместителем — В. Ф. Болховитинов. По указанию ГКО вскоре было введено первоочередное материально-техническое снабжение предприятий и

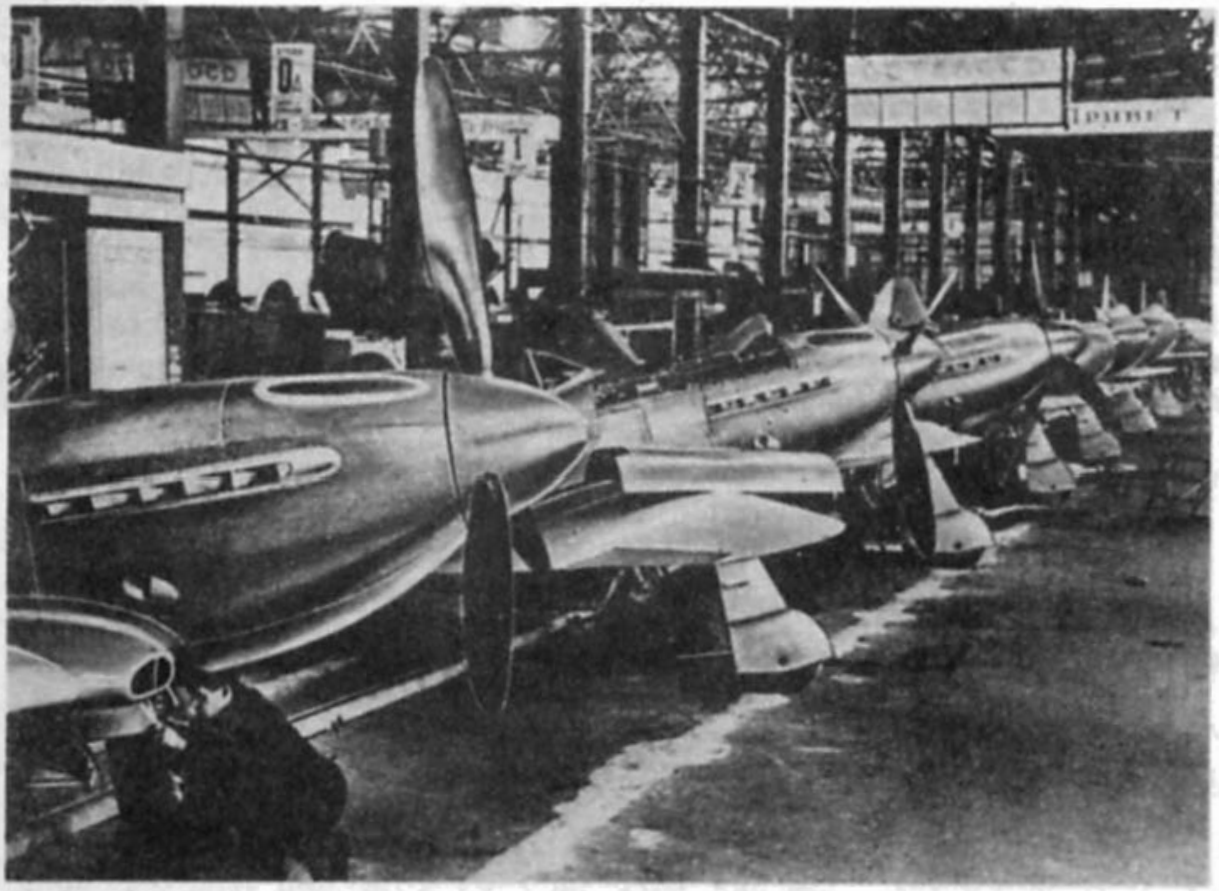
организаций, занимавшихся реактивной тематикой, которые стали пользоваться также преимущественным правом на получение оборудования, топлива, сырья и электроэнергии. За создание первого серийного реактивного двигателя ГКО установил для предприятий-разработчиков премию в размере 150 тыс. рублей [3, д. 1085, л. 15].

В сентябре 1944 г. к работам по реактивному двигателестроению было подключено ОКБ А. А. Микулина, а несколько позже и ОКБ В. Я. Климова [3, д. 1120, л. 13 — 14].

Идея создания реактивного самолета стала исходным пунктом для развертывания между самолетостроительными ОКБ творческого соревнования за право передать свой опытный образец в серийное производство. В этом соревновании приняли участие ОКБ С. А. Лавочкина, А. И. Микояна, П. О. Сухого, А. С. Яковлева и В. М. Мясищева, в последнем разработки по реактивной авиации возглавил С. П. Королев, в будущем главный конструктор космических кораблей. Оперативно отреагировали на новые веяния в теории и практике авиации и ведомственные вузы: в 1945 г. в Московском и Казанском авиационных институтах были сформированы кафедры по реактивным авиадвигателям. Тем самым, несмотря на то, что еще продолжалась война и фронт поглощал практически все ресурсы, уже тогда был заложен фундамент для создания принципиально нового поколения авиационной техники.

Работы по созданию советского реактивного беспилотного оружия развернулись вскоре после применения гитлеровцами против союзников в июне 1944 г. ракет ФАУ-1. Руководить этими работами было поручено В. Н. Челомею — главному конструктору и директору завода № 51. Благодаря напряженному труду коллектива этого предприятия уже через несколько месяцев были получены первые практические результаты: 25 декабря 1944 г. В. Н. Челомей докладывал наркому об успешном завершении заводских испытаний самолета-снаряда 10Х и о начале испытаний еще более совершенной модификации беспилотного оружия — 14Х. В начале 1945 г., после того как были удачно проведены запуски нового оружия с бомбардировщиков Пе-2 и других самолетов, оно в основном было готово к боевому применению. Однако, руководствуясь принципами гуманности и, учитывая, что самолеты-снаряды могут стать причиной гибели большого числа мирного населения, правительство приняло решение отказаться от их использования [6].

В 1944 г. объем опытных работ по самолетостроению возрос против 1943 г. на 21,4% [3, д. 1314, л. 196]. За все военные годы удалось освоить и запустить в серийное производство 25 новых типов самолетов, включая и модификации: 10 истребителей, 8 бомбардировщиков, 2 штурмовика, 4 транспортных самолета и 1 учебный. По мере того, как они приходили на смену старым машинам, выпуск последних прекращался. Из 8 типов истребителей, производившихся в начале войны, в 1945 г. продолжали выпускать только 3, а из 9 типов бомбардировщиков — только 5; за этот же период в 2 раза сократилась номенклатура серийных авиамоторов [13]. Тем самым Военно-Воздушные Силы страны имели возможность не только неуклонно наращивать, но и постоянно обновлять и модернизировать свою материальную часть. Все это обеспечило увеличивающееся из года в год превосходство советской военной авиации над гитлеровской, а в конечном итоге и полную победу над ней.



Сборка истребителя Як-3

Развивалась и совершенствовалась индустриальная база строительно-монтажных трестов НКАП. В последние военные месяцы часть производственного потенциала строительных трестов была переключена на возведение жилья и общежитий для работников отрасли. Но форсирование темпов жилищного строительства не было самоцелью. Оно диктовалось прежде всего нуждами производства в закреплении кадров на своих рабочих местах. Ведь бытовая неустроенность стояла в ряду главных причин возраставшей из года в год текучести кадров в отрасли. В 1943 г., когда план по жилищному строительству был выполнен всего на 68%, с авиационных предприятий уволилось 107,2 тыс. рабочих, или 1/4 среднесписочного состава рабочих авиапромышленности. В 1944 г. кадровая проблема еще более обострилась. Если раньше как-то удавалось за счет широких мобилизаций местного населения поддерживать численность работающих в отрасли на необходимом уровне, то теперь она стала снижаться. В первом полугодии 1944 г. на 37,2 тыс. человек, принятых на работу в авиационную промышленность, приходилось 50,8 тыс. уволенных [3, д. 1136, л. 328 — 332]. Рост текучести рабочей силы на авиазаводах был обусловлен еще и такими причинами, как плохое бытовое обслуживание трудящихся.

Серьезные трудности, с которыми пришлось столкнуться отрасли в социальной сфере, отрицательно отражались на производственной деятельности авиазаводов и могли быть преодолены только путем радикальных преобразований в этой области. Поэтому на заседании коллегии НКАП, состоявшемся в августе 1944 г., во главу угла была поставлена выработка комплексной программы по закреплению рабочей силы на предприятиях, повышению трудовой дисциплины среди рабочих

и скорейшему удовлетворению их социально-бытовых нужд. Решение коллегии по этим вопросам было объявлено приказом наркомата от 29 августа 1944 г., который, в частности, устанавливал порядок систематического личного посещения директорами и их заместителями столовых, общежитий и других социально-бытовых объектов; обязывал руководство предприятий вести еженедельный прием трудящихся по личным вопросам; требовал обеспечить выполнение плана жилищного строительства, расширить индивидуальное строительство, а также перевести в течение года в заводские общежития всех рабочих, подселенных к местным жителям, организовать ночлег для рабочих, живущих далеко от авиазаводов, принять меры к созданию домов отдыха, молодежных общежитий, юношеских городков, улучшить работу столовых и ввести для рабочих моложе 18 лет трехразовое питание, используя продукты, полученные от подсобных хозяйств [3, д. 87, л. 55 — 61].

В 1944 г. НКАП провел технико-экономический анализ производственно-хозяйственной деятельности подведомственных предприятий, выявивший в экономике и хозяйственном механизме отрасли ряд существенных недостатков. На крупных авиазаводах проводились общественные смотры организации труда и использования передового оборудования, после чего значительно возросло число поточных линий и начался массовый переход цехов и целых заводов на часовой график работы. В мае 1944 г. были вторично, начиная с 1943 г., пересмотрены нормы выработки: их повысили в среднем на 10% при одновременном снижении расценок в среднем на 9,1%. В кампании по пересмотру норм приняли участие технологи, мастера, нормировщики и профактив. Только на 32 авиазаводах отрасли в этом мероприятии приняли участие 18 682 человека, которые собрали в общей сложности 3500 предложений и наметили 3800 оргтехмероприятий по совершенствованию производства [11]. Повышение норм выработки было закономерной акцией. Ведь, несмотря на то что в годы войны в ряды авиастроителей влилось много неподготовленной молодежи и женщин, выработка на одного рабочего в 1944 г. увеличилась на 68% против довоенного уровня, а число рабочих, не выполнявших своих норм, снизилось с 11,5% в 1943 г. до 6% в январе 1945 г. Это был самый низкий показатель в народном хозяйстве. В I квартале 1945 г. уровень средней выработки рабочих авиапромышленности еще более возрос: он был на 9,1% выше, чем в I квартале 1944 г. [3, д. 6854, л. 135].

Начавшаяся в конце войны конверсия промышленности вносила свои коррективы и в производственно-хозяйственную деятельность авиационных предприятий. Им стали планировать выпуск ряда изделий гражданского назначения и товаров широкого потребления. В 1944 г. многим авиазаводам были даны заказы на изготовление запчастей к тракторам, комбайнам и другим сельскохозяйственным машинам. Мощности авиазаводов стали использовать и для ремонта автомобилей, тракторов, паровозов, вагонов и другой гражданской техники. За помощью в НКАП обращались и тогда, когда требовалось выполнить технически сложную, уникальную работу, справиться с которой могла только такая передовая отрасль, как авиастроение.

Авиастроение подошло к 1945 г. мощной, технически оснащенной отраслью военной индустрии, укомплектованной опытными рабочими и инженерно-техническими кадрами. К концу войны число работающих в отрасли увеличилось на 23,8% против 1940 г. Рост численности происходил в основном за счет притока в авиапромышленность женщин и молодежи. Если на 15 мая 1941 г. удельный вес женщин среди

рабочих равнялся 29,5%, то на 1 января 1945 г. — уже 39,5%, что соответствовало примерно 162,5 тыс. человек, а доля женщин, занятых на металлургических предприятиях отрасли, повысилась за тот же период с 18,5 до 51%. К концу войны 40% станочников и 42,3% кузнецов и штамповщиков были женщины. Число же рабочих-подростков в возрасте до 18 лет составляло в 1945 г. 50 622 человека, или 13% всех рабочих отрасли [3, д. 4495, л. 5]. Но, являясь одной из ведущих отраслей военной промышленности и будучи оснащенной сложной техникой и оборудованием, авиаиндустрия ориентировалась главным образом на квалифицированные и высокоподготовленные рабочие кадры, которые в большинстве своем удалось сохранить еще с довоенного времени.

Всего советскими авиастроителями за 1941 — 1944 г. было выпущено 116 296 самолетов, из них 97 140 боевых, тогда как германская промышленность изготовила за тот же период 88 900 самолетов, в том числе 78 890 боевых [5, д. 33, л. 21]. Свое отставание гитлеровская авиаиндустрия не смогла преодолеть даже при помощи широкомасштабного набора собственной рабочей силы и нещадной эксплуатации сотен тысяч иностранных рабочих и военнопленных, работавших в каторжных условиях на подземных авиазаводах. На 620 тыс. человек, занятых в 1944 г. в советской авиапромышленности, приходилось 785,9 тыс. человек (июнь 1944 г.), работавших на германскую авиаиндустрию.

К концу войны существенно возросли производственные мощности и станочный парк советского авиастроения. Только на самолетостроительных и моторостроительных заводах отрасли они увеличились по сравнению с 1941 г. более чем в 2 раза. При этом количество работающих на этих предприятиях возросло лишь в 1,3 — 1,6 раза (табл. 7) [5, д. 33, л. 26 — 27].

Таблица 7

Производственные показатели	Самолетостроительные заводы			Моторостроительные заводы		
	1941 г.	1945 г.	$\frac{1945\text{ г.}}{1941\text{ г.}}$, %	1941 г.	1945 г.	$\frac{1945\text{ г.}}{1941\text{ г.}}$, %
Число металлорежущих станков	12 095	26 572	219	14 616	37 845	259
Производственная площадь, тыс. м^2	1410,2	3070,8	217	791,7	1897,6	239
Число рабочих, тыс. чел.	105,4	179,5	160	69,0	93,6	135

Примечание. Приведены данные по состоянию на 1 января указанного года.

В 1944 г. авиационная промышленность произвела рекордное за всю войну число самолетов — 40 241 машину (из них 33 205 боевых) и 52 776 моторов [2, т. 8, с. 396].

Наступил победный 1945 г. Начиная с I квартала основные показатели авиационного производства стали утверждаться СНК СССР в виде народнохозяйственных планов, обеспечивавших постепенный перевод отрасли на рельсы мирного развития. К январю 1945 г. советские Военно-Воздушные Силы в 7,9 раза превосходили противника по числу самолетов [10, т. 6, с. 48]. В первом полугодии 1945 г. в действующую армию было направлено столько же истребителей

Як-3, сколько за весь 1944 г.; в 1,2 раза были перекрыты показатели 1944 г. по выпуску бомбардировщиков Ту-2 и в 6,4 раза по производству штурмовиков Ил-10 [10]. Всего же с января по июнь 1945 г. было изготовлено 20 202 самолета, в том числе 19 418 боевых [2, т. 16, с. 416].

Таблица 8

Тип самолета	Число построенных самолетов по годам					Всего
	1941	1942	1943	1944	1945	
Истребители	7081	9918	14 627	17 895	11 136	60 657
Бомбардировщики	3754	3534	4057	4200	3120	18 665
Штурмовики	1542	8229	11 193	11 110	6645	38 719
Транспортные	257	469	1241	1543	1231	4741
Учебно-тренировочные	3101	3286	3766	5493	4347	19 993
Всего:	15 735	25 436	34 886	40 241	26 479	142 775

Авиационная промышленность Советского Союза подошла к концу войны с «подлинным триумфом» [23]. О советском производстве отдельных классов самолетов в 1941 — 1945 гг. можно судить по данным табл. 8. За годы войны заводами отрасли было произведено также 208 875 авиамоторов [2, д. 33, л. 217]. Таких впечатляющих итогов авиастроители добились несмотря на то, что в ходе фашистской агрессии авиационному производству западных и центральных областей европейской части СССР был нанесен значительный материальный ущерб, исчислявшийся 2,6 млрд. рублей [3, д. 6009, л. 1]. Динамика выпуска авиазаводами основных серийных самолетов в 1939 — 1945 гг. приведена в табл. 9. Определенное значение для поддержания боевой мощи советских Военно-Воздушных Сил имели поставки союзниками самолетов по ленд-лизу, которые составили в общей сложности 18 753 машины, или 13% от объема выпуска советских самолетов в годы войны [10]. Важнейшим источником успешного развития советской авиаиндустрии в 1941 — 1945 гг. стала широкомасштабная помощь трудящихся, которые безвозмездно передали военной авиации свыше 2 млрд. 350 млн. рублей, что позволило дополнительно выпустить 2,5 тыс. боевых самолетов [24].

Таблица 9

Динамика выпуска авиазаводами основных серийных самолетов периода 1939 – 1945 гг. [5, д. 25, оп. 1, д. 33, л. 82 – 101]

Тип самолета	Номер завода-изготовителя	Годы							Всего
		1939	1940	1941	1942	1943	1944	1945	
Истребители									
Як-1	47				2				8720
	292		16	1212	3474	2720	1128		
	301		48	120					
Як-3	31						498	462	4560
	292						1682	1918	
Як-7	21				5				6399
	82				215	640	465		
	153			21	2211	2656			
	301			186					
Як-9	82						373	444	15 470
	153				59	1761	5858	3559	
	166					732	1600	1084	
ЛаГГ-3	21			1659	1924				6528
	23 (Лен.)			65					
	31			474	782	1065	229		
	153			265	65				
Ла-5	21				1107	4619	3503		10 003
Ла-5ФН	31				22	5			
	99					184	102		
	381					240	221		
Ла-7	21						1558	2799	5905
	99						40	210	
	381						638	660	

Продолжение табл. 9

Тип самолета	Номер завода-изготовителя	Годы							Всего
		1939	1940	1941	1942	1943	1944	1945	
МиГ-3	1		120*	3100	22				3272
	155				30				
Пе-3	22						19		228
Пе-3бис	39			196		13			
Штурмовики и бомбардировщики									
Ил-2	1			5	2991	4257	3719	957	36 163
	18			1510	3942	4702	4014	931	
	30				1053	2234	3377	2201	
	381			27	243				
Ил-10	1							1121	2556
	18							1435	
ДБ-3	18	555	808	328					6119
ДБ-3Ф	23(Москва)				110	257			
	39	279	198	44	53	698	118		
Ил-4	126	125	100	385	695	613	588	485	
Су-2	135		110	635	40				877
	207		3	89					
Пе-2	22			1120	1937	2423	2944	1634	11 202
	39		1	303	587	5			
	124			104					
	125			144					
Пе-8 (ТБ-7)	22				22	29	5		79**
	124			23					
Ер-2	18			71					462
	39					2	148	241	
Ту-2	23(Москва)					16	378	742	1216
	166				79	1			

Окончание табл. 9

Тип самолета	Номер завода-изготовителя	Годы							Всего
		1939	1940	1941	1942	1943	1944	1945	
Транспортные и учебно-тренировочные самолеты									
Ли-2 (ПС-84, DC-3)	84	6	51	237	423	618	626	458	2419
Ще-2	47						222	285	507
УТ-2	23(Лен.)	254	383	5					5963
	47	10	165	550	427				
	116			99	539	702	746	845	
	168				12	207	309	407	
	301	276							
	447							27	
УТ-3	81		1						12
	301		11						
Як-6	47				25	224			381
	464				2	48			
	471				1	81			
У-2 (По-2)	23	1584	472						17 410
	387		50	1245	2225	2733	3045	2155	
	464					71	736	557	
	471					53	657	417	
	494				18	270	695	427	
Бе-4	228				6				44
	447						20	18	

* Это общее число произведенных "МиГов", из которых только 20 были собственно МиГ-3, а остальные МиГ-1.

** По данным ОКБ им. А. Н. Туполева, самолетов ТБ-7 (Пе-8), кроме первых двух опытных, было выпущено 91 экземпляр, в том числе: 18 машин – в 1939 – 1940 гг., 17 машин – в 1941 г., 20 – в 1942 г., 18 – в 1943 г. и 18 – в 1944 г. (Материалы к 100-летию со дня рождения А. Н. Туполева. Сборник. Музей А. Н. Туполева, инв. № 2755). – Прим. ред.

Центральные отраслевые органы руководства авиастроением в период 1918 — 1946 гг.*

Декабрь 1918 г. —	Главное управление объединенных авиапромышленных заводов (Главкоавиа) ВСНХ РСФСР
Декабрь 1919 г. —	Главкоавиа Совета военной промышленности при Чрезвычайном уполномоченном Совета Рабочей и Крестьянской Обороны по снабжению Красной Армии и Флота
Март 1921 г. —	Главкоавиа Совета Военной промышленности ВСНХ РСФСР
Июнь 1921 г. —	5 отдел Технически-производственного управления Главного управления военной промышленности ВСНХ РСФСР
Январь 1925 г. —	Авиатрест Главного управления металлопромышленности ВСНХ СССР
Март 1930 г. —	Всесоюзное авиационное объединение (ВАО) Авиатреста Главного управления металлопромышленности ВСНХ СССР
Апрель 1930 г. —	ВАО Главного управления металлопромышленности ВСНХ СССР
Июнь 1930 г. —	ВАО Наркомвоенмора СССР
Февраль 1931 г. —	ВАО ВСНХ СССР
Декабрь 1931 г. —	Главное управление авиационной промышленности ВСНХ СССР
Январь 1932 г. —	Главное управление авиационной промышленности Наркомата тяжелой промышленности СССР
Декабрь 1936 г. —	Первое главное управление Наркомата оборонной промышленности
Январь 1939 г. —	Наркомат авиационной промышленности (НКАП)
Март 1946 г. —	Министерство авиационной промышленности (МАП)

* Данные из архивных документов, хранящихся в ЦАМ (ф. 14, оп. 2, д. 623); ЦГАНХ (ф. 2097, оп. 3, д. 2, л. 23; ф. 8328, оп. 1, д. 59, л. 691; д. 255, л. 78 — 79) а также из Собрания законов СССР, 1932, № 1, с. 4.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шумихин В. С. Советская военная авиация. — М.: Наука, 1986, с. 222 — 223.
2. История второй мировой войны, 1939 — 1945. Т. 2. — М.: Воениздат, 1974, с. 187 — 188.
3. ЦГАНХ, ф. 8044, оп. 1, д. 104, л. 123; д. 115, л. 78 — 79.
4. История КПСС. — М.: Политиздат, 1970. Т. 5, кн. 1, с. 118 — 119.
5. ЦИАМ, ф. 25, оп. 1, д. 31, л. 1 — 250.
6. Шахурин А. И. Крылья победы. — М.: Госполитиздат, 1983.
7. Ведомости Верховного Совета СССР. — М., 1941, л. 340.
8. 50 лет Вооруженных Сил СССР. — М.: Воениздат, 1983, с. 259.
9. История металлургии легких сплавов в СССР. — М.: Наука, 1988, с. 231.
10. Великая Отечественная война Советского Союза. Краткая история. — М.: Воениздат, 1984, с. 94.
11. Советская экономика в период Великой Отечественной войны. — М.: Наука, 1970, с. 478.
12. Работа партийных организаций в период Великой Отечественной войны 1941 — 1945 годов. — М.: Правда, 1982, т. 1, с. 93 — 96, 99 — 102.
13. Кравченко Г. С. Экономика СССР в годы Великой Отечественной войны 1941 — 1945 годов. — М.: Экономика, 1970, с. 171.
14. История советского рабочего класса. — М.: Наука, 1984, т. 3, с. 376.
15. Авиационная промышленность, 1985, № 5, с. 9 — 10.
16. Центральный партийный архив, ф. 17, оп. 110, д. 103, л. 76 — 79.
17. Авиация и космонавтика СССР. — М.: Воениздат, 1968, с. 120 — 121.
18. Голованов Я. Катастрофа. — Знамя, 1980, № 2, с. 136, 149.
19. Промышленность Германии в период войны 1941 — 1945 гг. — Пер. с нем. — М.: Изд. иностр. лит., 1956, с. 270.
20. Советский тыл в Великой Отечественной войне. — М.: Мысль, 1974, кн. I, с. 77.
21. Очерки истории Великой Отечественной войны 1941 — 1945 гг. — М.: Изд-во АН СССР, 1955, с. 265.
22. Вознесенский Н. А. Военная экономика СССР в период Отечественной войны. — М.: Госполитиздат, 1948, с. 117.
23. Известия, 1945, 4 июля.
24. Воздушный флот Страны Советов. — М.: Изд-во Политуправления ВВС, 1979, с. 8.

Глава 7 АВИАТЕХНИКА СОЮЗНИКОВ. САМОЛЕТЫ ЛЕНД-ЛИЗА*

В период Великой Отечественной войны Англия и США оказывали СССР различную помощь, часть которой заключалась в поставках истребителей, бомбардировщиков, транспортных и учебных самолетов. Правда, ни по числу самолетов, ни по времени их поставки, ни по качественным показателям эта техника не могла оказать решающего влияния на ход борьбы в воздухе на советско-германском фронте, но определенную роль она, безусловно, сыграла. Ниже рассказано о тех американских и английских боевых самолетах, которые поставлялись в СССР в период Великой Отечественной войны и широко использовались в авиационных частях. Приведенные летно-технические данные этих самолетов, описание особенностей их эксплуатации, данные о пилотажных свойствах, если это не оговаривается особо, основаны на официальных материалах НИИ ВВС РККА или ЛИИ, где самолеты проходили всесторонние испытания. Кратко освещена также (в основном по литературным источникам) история создания и развития некоторых наиболее известных образцов иностранной авиационной техники, широко применявшейся союзниками на различных театрах военных действий, проводится сопоставление их с лучшими советскими образцами аналогичного назначения.

Поставки иностранных самолетов в СССР начались во второй половине 1941 г. и продолжались всю войну. Следует особо отметить, что до 1944 г. направляемые в СССР английские самолеты были не новыми, они уже побывали в боях, а затем были отремонтированы. Характер поставок самолетов союзниками отличался определенным своеобразием [1]: их минимум приходился на период, когда СССР крайне нуждался в них, а максимум, когда он мог обойтись и без иностранной помощи (табл. 1). Отчасти это объяснялось тем, что темп выпуска боевых самолетов в США в 1940 — 1941 гг. был еще далек от своего максимума. Новые американские самолеты, только начавшие сходить с

Таблица 1

Класс самолетов	1941	1942	1943	1944	1945	Всего
Бомбардировщики	5	775	1571	1140	142	3663
Истребители	730	1815	4569	4474	2269	13 857
Разведчики	5	14	—	—	—	19
Транспортные	—	—	160	267	283	710
Учебные	—	—	23	6	55	84
Всего:	740	2604	6323	5887	2749	18 303

* Ленд-лиз — система передачи США взаймы или в аренду вооружения, боеприпасов, стратегического сырья, продовольствия и других материальных ресурсов странам антигитлеровской коалиции в период второй мировой войны. Закон о ленд-лизе был принят Конгрессом США 11 марта 1941 г.

конвейера, передавались в первую очередь на вооружение быстрорастущих ВВС США и отправлялись в Англию, промышленность которой не могла удовлетворить потребности метрополии в самолетах.

Как свидетельствуют данные табл. 1, бóльшую часть самолетов составляли истребители. Первыми из них были английские «Харрикейн» и американские P-40C «Томагаук», затем последовали американские истребители P-39 «Аэрокобра», P-40E «Киттихаук», бомбардировщики DB-7(A-20) «Бостон» и B-25 «Митчелл».

ИСТРЕБИТЕЛИ

«ХАРРИКЕЙН» (HURRICANE)

«Харрикейн» — один из основных истребителей английских ВВС в период второй мировой войны. Он был разработан главным конструктором известной фирмы Хоукер (во время первой мировой войны она называлась Сопвич) Сиднеем Кеммом в 1935 г., то есть почти одновременно с другим английским истребителем «Спитфайр» и немецким Ме-109. Однако за шесть лет до начала поставок в СССР «Харрикейн» прошел гораздо меньший путь модернизации: если Ме-109 за это время существенно улучшался, по крайней мере пять раз, то «Харрикейн» лишь дважды. В СССР поступала вторая его модель — «Харрикейн» II в вариантах A и B, различавшихся числом пулеметов. На «Харрикейне» IIA в крыле устанавливалось восемь несинхронных пулеметов Браунинг калибра 7,7 мм, а на «Харрикейне» IIB — 12 таких пулеметов. Позднее (1943 — 1944 гг.) в СССР направлялись и пушечные варианты — «Харрикейн» IIC с четырьмя несинхронными пушками калибра 20 мм, а затем в небольшом количестве и «Харрикейн» IID с двумя пушками калибра 40 мм, расположенными под крылом, который предназначался в основном для штурмовых действий.

«Харрикейн» представлял собой цельнометаллический моноплан (только обшивка хвостовых частей крыла и фюзеляжа была полотняной). Довольно толстое крыло имело два лонжерона. На первых вари-



Истребитель «Харрикейн» II

антах самолета устанавливался мотор жидкостного охлаждения Роллс-Ройс «Мерлин» II и двухлопастный винт фиксированного шага. На «Харрикейнах» II стоял уже более мощный мотор «Мерлин» XX и трехлопастный ВИШ.

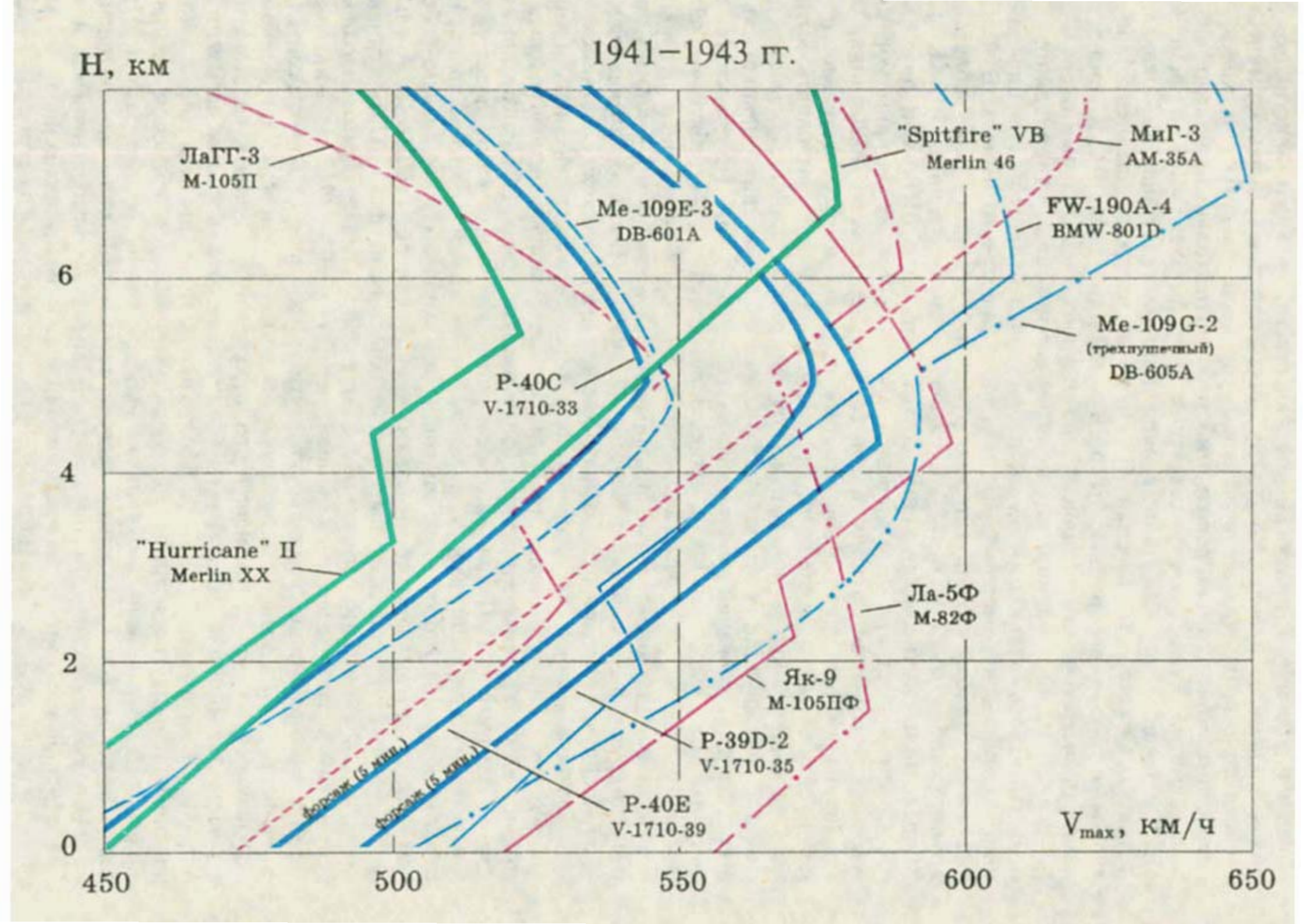
Испытания «Харрикейнов» IIA и B в НИИ ВВС показали, что они обладают хорошими пилотажными качествами и характеристиками горизонтального маневра. Но ввиду посредственных аэродинамических свойств при сравнительно небольшой удельной нагрузке на крыло их скоростные качества, скороподъемность и вертикальный маневр оказались заметно хуже, чем у советских истребителей «Як» и немецких Ме-109 (табл. 2, рис. 1). Данные пушечного «Харрикейна» IIC оказались и того хуже: скорость у земли 412 км/ч, на расчетной высоте 5,15 км — 496 км/ч, время набора высоты 5 км — 8,3 мин. Для 1943 г. такие показатели истребителя считались явно неудовлетворительными.

Из-за малого калибра пулеметов вооружение «Харрикейнов» IIA и B считалось летчиками недостаточно эффективным. По предложению летчика-североморца дважды Героя Советского Союза Б. Ф. Сафонова самолеты были перевооружены: ставили два советских крупнокалиберных пулемета УБ, а затем и две пушки ШВАК [2]. В последнем случае вооружение состояло из двух ШВАК и двух УБ.

Советские летчики отзывались о «Харрикейне» не лучшим образом, особенно о его возможностях вести бой на вертикалях: «...Летчики, летавшие на «Харрикейнах», при всем их старании и изобретательности не могли сближаться с самолетами противника на догоне, выполнять выгодные маневры в бою — они вынужденно открывали огонь с больших дистанций из случайных положений. Словом, английская машина явно отставала от требований современного боя...» [3, с. 93]. Противостоять на «Харрикейне» более легким и скоростным немецким истребителям даже опытному летчику оказывалось трудно: «...С досадой и иронией летчики... называли новые машины («Харрикейны», *авт.*) «аглицкими утюгами», потом потеряли в них всякую веру...» [3, с. 94]. Подобное отношение к «Харрикейну» было широко распространено среди советских летчиков.

Говоря о «Харрикейне», нельзя не упомянуть о противоречивости мнений о нем. Так, в Англии, где эти самолеты широко использовались в воздушных боях, они оценивались более высоко, чем в СССР. Английский летчик-испытатель Г. Пауэлл в своей книге «Испытательный полет», отдавая первенство «Спитфайру», в то же время отмечал, что «Харрикейн» одержал в период второй мировой войны в воздушных боях больше побед, чем любой другой самолет (имеются в виду самолеты США и Англии, *авт.*) [4, с. 239]. Казалось бы, трудно объяснимый факт. Суть, однако, заключалась в том, что, во-первых, «Харрикейн» являлся самым массовым британским истребителем, по крайней мере, в 1939 — 1942 гг., во-вторых, англичане выработали специальную тактику взаимодействия истребителей «Спитфайр» с другими истребителями, в том числе и с «Харрикейном», оказавшуюся весьма эффективной при отражении воздушных налетов гитлеровцев на Британские острова, а также в ходе военных действий в Африке. «Спитфайры» сковывали боем истребители противника, а «Харрикейны» или другие истребители (зачастую P-40) тем временем расправлялись с бомбардировщиками или выполняли другие боевые задачи. При переходе союзников к активным наступательным действиям на континенте в 1944 г. возможности «Харрикейна» оказались уже недостаточными и он был заменен другими истребителями. Производство «Харрикейнов» в Англии завершилось в сентябре 1944 г. Всего было построено 14 233 истребителя [5, т. 2, с. 67]*.

* Ниже большинство цифровых показателей по выпуску иностранных истребителей даются по этому источнику.


1941–1943 гг.
H, км
ЛаГГ-3
М-105П
"Spitfire" VB
Merlin 46
МиГ-3
АМ-35А
Me-109E-3
DB-601A
FW-190A-4
BMW-801D
Me-109G-2
(трехлушечный)
DB-605A
P-40C
V-1710-33
"Hurricane" II
Merlin XX
Ла-5Ф
М-82Ф
Як-9
М-105ПФ
P-39D-2
V-1710-35
P-40E
V-1710-39
форсаж (5 мин.)
форсаж (5 мин.)
V_{max}, км/ч
0
2
4
6
450
500
550
600
650

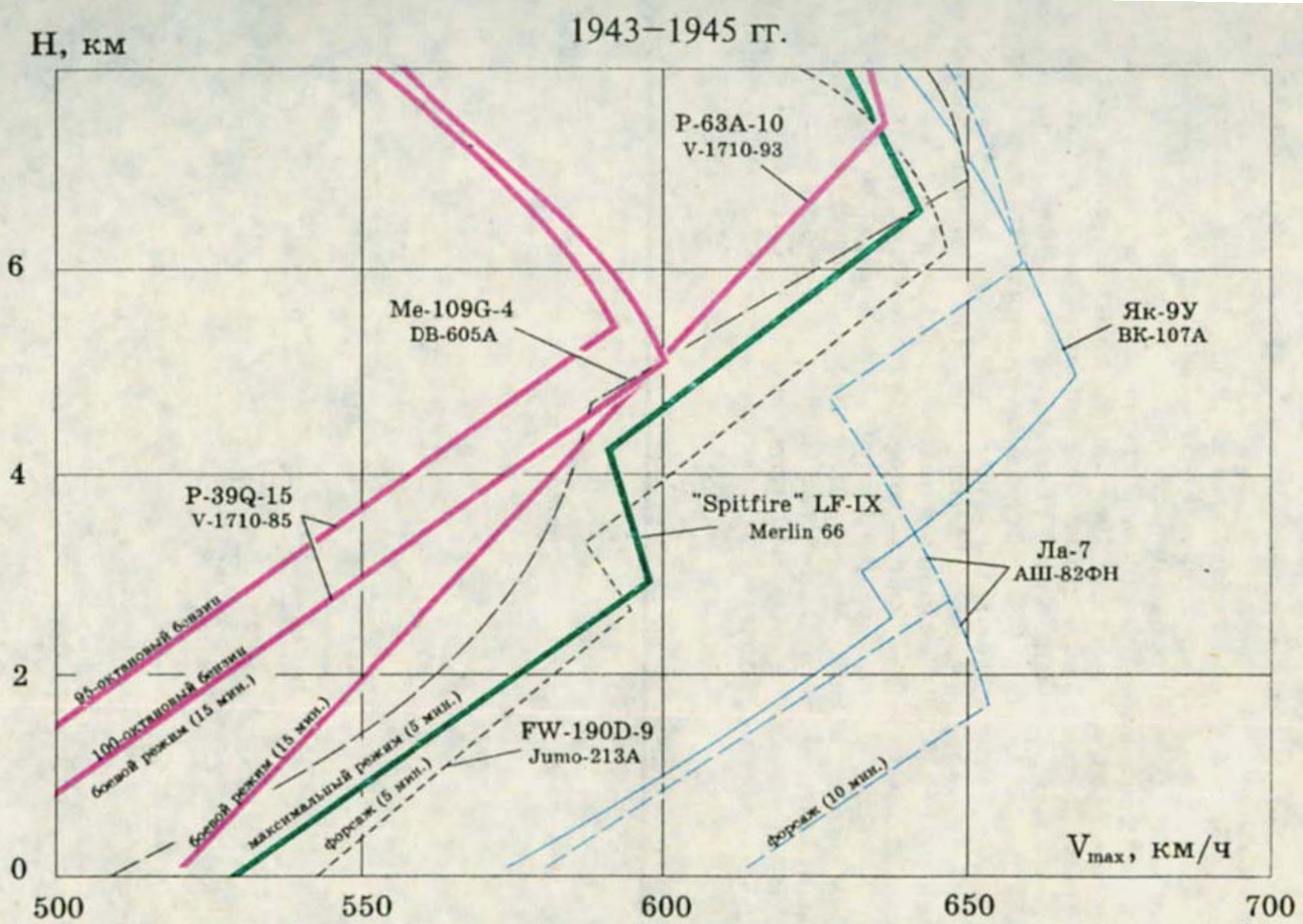


Рис. 1. Высотно-скоростные характеристики иностранных истребителей, состоявших на вооружении советских ВВС в 1941 — 1945 гг.

P-40

Среди летчиков союзных с СССР держав о P-40 существуют разные, порой противоположные мнения, и это неудивительно, ведь он применялся практически на всех театрах военных действий, начиная от Гавайских островов и кончая Западной Европой, и выполнял различные тактические задачи.

Истребитель P-40 разрабатывался в 1936 — 1938 гг. под руководством главного конструктора американской фирмы Кертисс Д. Берлина. За основу был взят только что созданный этой фирмой истребитель P-36, представлявший собой цельнометаллический моноплан с двухрядным звездообразным мотором. Почти параллельно изучалось несколько альтернативных вариантов дальнейшего развития этого самолета. Один из них — высотный истребитель YP-37 с мотором жидкостного охлаждения фирмы Аллисон — был построен и проходил летные испытания, но из-за возникших сложностей при доводке силовой установки работы по нему были прекращены. Не вышел из стадии опытной работы и второй вариант — XP-42 с мотором воздушного охлаждения. Более удачным оказался третий вариант с мотором такого же типа, как у первого,— V-1710. Но на этот раз система нагнетания включала в себя только приводной центробежный нагнетатель, обеспечивавший мотору сравнительно небольшую высотность (3050 м), а турбокомпрессора, как на YP-37, не было. В то время специалисты ВВС США считали, что основными видами боевых задач для истребителя будут оборона побе-

Самолет		«Харрикейн» IIA	«Томагаук» P-40C	«Киттихаук» P-40E
Дата испытаний		Ноябрь 1941 г.	Октябрь 1941 г.	Июль 1942 г.
Мотор		Роллс-Ройс «Мерлин» XX	Аллисон V-1710-33	Аллисон V-1710-39
Взлетная мощность, л. с.		1280	1055	1150
Нормальный взлетный вес, кгс		3170	3390	3840
Площадь крыла, $м^2$		23,9	21,92	21,92
Максимальная скорость, км/ч	у земли	427	445	450 477*
	на высоте, м	522 / 5500	545 / 4860	549 / 4600 575* / 4750
Время набора высоты 5 км, мин		7,2	7,0	7,8
Время виража на высоте 1 км, с		19 — 20	18	19,2
Вооружение: число стволов × × калибр	пушки	—	—	—
	пулеметы	8 × 7,7	2 × 12,7 4 × 7,62	6 × 12,7

* На боевом режиме работы мотора.
** При использовании бензина с октановым числом 95 вместо 100.

режья и атаки наземных целей, а для этого как раз требовался маловысотный истребитель с «живучей» конструкцией. В 1937 г. фирма Кертисс получила заказ на новый истребитель XP-40, который начал летать уже в октябре 1938 г. Первые серийные P-40 вышли в мае 1940 г. Затем пошли модификации — P-40B, а с конца апреля 1941 г. — P-40C. Эти модификации отличались в основном оборудованием, запасом топлива и вооружением, которое на P-40C состояло из двух синхронных крупнокалиберных (12,7 мм) пулеметов и четырех несинхронных обычного калибра (7,62 мм), расположенных в крыле.

В соответствии с принятым в 1941 г. в США законом о ленд-лизе, часть P-40 отправили в Англию, где они получили обозначение «Томагаук» (Tomahawk), принятое потом и в СССР. Именно из Англии были получены первые P-40C, а в общей сложности в СССР поступило 195 самолетов этой модификации.

После запуска самолета в серию фирма Кертисс продолжила его совершенствование. Вслед за P-40C в производство пошли P-40D, E, F и другие варианты, получившие в США название «Уорхаук» (Warhawk), а в английских ВВС «Киттихаук» (Kittyhawk), принятое и в Советском Союзе. В СССР поступали в основном P-40E с более мощными, чем у P-40C, моторами, имевшими к тому же боевой режим работы, который летчик мог использовать в ходе боя в течение 5 мин. Вооружение P-40E стало более мощным: шесть крыльевых крупнокалиберных пулеметов обеспечивали довольно большой вес залпа — 4,4 кгс/с; заметим, что вес залпа у трехточечного Ме-109 G составлял 1,67 кгс/с, у Ла-5 — 1,76 кгс/с, а у Як-1 и Як-9 — 2 кгс/с.

Таблица 2

«Спитфайр» VB	«Спитфайр» LF-IX		«Аэрокобра»				«Кингкобра» P-63A-10
			P-39D-2		P-39Q-15		
Май 1943 г.	Апрель 1945 г.		Апрель 1942 г.		Июнь 1944 г.		Март 1945 г.
Роллс-Ройс «Мерлин»46	Роллс-Ройс «Мерлин»66		Аллисон V-1710-35		Аллисон V-1710-85		Аллисон V-1710-93
1115	1325		1135		1215		1325
2920	3351		3556		3445		3822
22,48	21,32		19,86		19,86		23,04
450	490	529*	472	493*	482*	468**	522*
578/6700	625/7450	642*/6450	557/3950	585*/4200	600/5150	594**/5000	634/7500
7,1	4,9	3,6*	6,4		5,8	6,4**	5,8*
18,8	18,5		17,7 —18,7		20 — 21		21
2 × 20	2 × 20		1 × 20		1 × 37		1 × 37
4 × 7,7	2 × 12,7		2 × 12,7 4 × 7,62		2 × 12,7		2 × 12,7



Истребитель «Томагаук» P-40C

P-40E стал поступать в СССР уже в 1942 г. Знакомство с ним авиационных специалистов и испытания показали, что хотя этот истребитель и имел ряд положительных качеств, таких, например, как просторная кабина с возможностью обзора назад, плексиглас высокого качества на фонаре, хорошее оборудование, эффективные тормоза, мощное вооружение, но все же по первостепенно важным летным характеристикам, таким, как скорость, скороподъемность, маневренность, он не отвечал условиям войны на советско-германском фронте. Основная причина заключалась в слишком большом весе, из-за чего некоторые летные данные P-40E по сравнению с P-40C даже ухудшились. По основным показателям P-40C и E уступали советским и немецким истребителям (см. табл. 2, рис. 1). Правда, в СССР P-40E показал себя все же лучше, чем «Харрикейн», и для летчиков, летавших на этих английских истребителях, «Киттихаук» был желанной машиной. Но в целом P-40E не пользовался большой популярностью. Примечательны высказывания о самолете американского боевого летчика, впоследствии известного испытателя Ф. Эвереста, которые приводятся здесь в хронологическом порядке. Итак, осень — зима 1942 г. (Балтимор, США): «...Хотя P-40 был и не лучшим боевым самолетом, другого не было, и нужно было использовать то, что есть...»; 1943 г. (Тунис): «...P-40 не могли равняться с более маневренными немецкими истребителями, и после каждого боя мы не досчитывались нескольких самолетов»; 1945 г. (Китай): «...Я сказал..., что сделал на P-40 уже 94 боевых вылета на Средиземном море и больше не хочу иметь дело с этим самолетом; самолет этот неплохой, но на нем ничего кроме неподвижного аэростата не собьешь...» [6]. Конечно, последнее утверждение Эвереста является преувеличением, обусловленным его желанием поскорее начать летать на истребителе другого типа, но доля истины в нем есть.

Практика использования самолетов P-40E в СССР показала, что они обладают сравнительно невысокими боевыми качествами, тяжелы в управлении и в воздушном бою уступают новым немецким истребителям Me-109F и G. Об этом, в частности, И. В. Сталин 7 октября 1942 г. сообщил Президенту США Ф. Рузвельту: «...Следует иметь в виду, что самолеты «Киттихаук» не выдерживают борьбы с нынешними немецкими истребителями» [7]. По этой причине в Советском Союзе P-40 старались не использовать на решающих направлениях боевых действий.

Фирма Кертисс некоторое время продолжала совершенствовать самолет, чтобы хоть как-то поддержать его боеспособность в условиях все возраставших требований к истребителям. В марте 1944 г. появилась последняя строившаяся серийно модификация «Киттихаука» — P-40N. Однако, несмотря на то что этот самолет имел облегченную конструкцию и более мощные варианты двигателя, существенного качественного улучшения это не дало и в декабре 1944 г. производство его прекратилось. Всего было выпущено 13 738 истребителей P-40 всех вариантов, из которых 2097 использовались в СССР (в том числе и P-40N).

Английские и американские истребители, поставлявшиеся в первый год войны, не смогли сыграть значительную роль в укреплении мощи советской авиации. В тот тяжелый для СССР период острая нехватка самолетов заставляла вводить иностранную технику в бой без тщательного с ней ознакомления и доводок. В сложившейся тогда ситуации «Харрикейны» и P-40 вынужденно использовались и для борьбы с истребителями противника, и для сопровождения бомбардировщиков и штурмовиков. Но к такому роду действий английский и американский истребители были не очень пригодны. По эффективности в воздушном бою «Харрикейн» и P-40 уступали новым советским и немецким истребителям. Но известно также и то, что до конца 1941 г. и даже в 1942 г. многие советские летчики сражались на уже совсем устаревших И-16 и И-153. Не меньшую отвагу и героизм они проявляли, летая на «Харрикейнах» и P-40.

P-39, P-63

Самолету P-39 «Аэрокобра» (Airacobra) суждено было стать самым известным в СССР иностранным истребителем. Он был разработан на американской фирме Белл конструкторским коллективом во главе с Р. Вудом и Х. Пойером. Проектные работы начались в 1936 г., а в октябре 1937 г. фирма получила заказ на постройку опытного экземпляра истребителя, обозначенного XP-39.

Создавая новый истребитель, конструкторы применили ряд новаторских решений, благодаря которым P-39 во многих отношениях оказался одним из самых необычных истребителей периода второй мировой войны. На технических особенностях P-39 следует остановиться особо.

Главной отличительной чертой P-39 стала компоновка силовой установки: двигатель, стоявший на всех одномоторных истребителях в носовой части фюзеляжа, конструкторы разместили непосредственно за кабиной летчика. Передача мощности на расположенный спереди винт осуществлялась посредством длинного вала, проходившего внизу фюзеляжа от мотора к редуктору. Такое размещение мотора давало целый ряд преимуществ. Во-первых, самый тяжелый агрегат самолета — мотор с системами охлаждения оказывался вблизи центра тяжести, благодаря чему уменьшался момент инерции относительно поперечной оси самолета и, как следствие этого, улучшались его маневренные качества. Во-вторых, освободившейся носовой части фюзеляжа стало возможно придать хорошо обтекаемую форму и одновременно обеспечить существенно лучший обзор из кабины летчика. В самой же кабине сделали удобные боковые двери автомобильного типа. В-третьих, в носовой части фюзеляжа можно было компактно разместить оружие. И наконец, при такой схеме логичным выглядело применение трехстоечного шасси с носовым колесом, и хотя вес шасси в этом случае возрастал, но его преимущества были очевидны: у самолета появлялась устойчивость при движении по земле, улучшался обзор, становилось возможным более энергичное торможение на пробеге, намного уменьшалась опасность капотирования.

Одновременно центральная компоновка мотора ставила перед конструкторами ряд технически сложных проблем, главная из которых состояла в необходимости передать большую мощность на винт с наименьшими потерями и весовыми издержками. Следует сказать, что вопросы весового совершенства стояли перед конструкторами очень остро, ведь длинный вал от мотора к редуктору винта, носовое шасси и мощное вооружение неизбежно давали дополнительный вес. Надо отдать должное инженерам фирмы Белл — с этой задачей они в основном справились: трансмиссия на винт получилась довольно легкой и надежной, носовое шасси — безотказным и эффективным в работе. Неприятности ждали конструкторов впереди: в результате ряда модификаций, когда усиливалось бронирование, увеличивалось число пулеметов и т. д., Р-39 оказался сильно перетяжелен. По сравнению с опытным вариантом его вес возрос примерно на 800 кг (более чем на 23%).

Истребитель Р-39 проектировался как перехватчик. На него поставили двигатель Аллисон V-1710-17 с турбокомпрессором. Очень мощное для перехватчика вооружение включало в себя два синхронных крупнокалиберных пулемета и пушку калибра 37 мм, стрелявшую через полый вал редуктора винта. Опытный самолет совершил первый полет в апреле 1939 г. Затем, вплоть до 1941 г., пошли доводки и усовершенствования, в результате которых от турбокомпрессора отказались и использовали мотор с односкоростным приводным нагнетателем и меньшей высотностью, уменьшили размах крыла и в нем разместили еще четыре пулемета калибра 7,62 мм, уже не синхронных. Радиаторы расположили в центропланной части крыла, убрав их с бортов фюзеляжа. Стóит отметить, что по сравнению с другими, современными ему истребителями, Р-39 имел одно из самых низких значений аэродинамического сопротивления, приходившегося на системы охлаждения.

Первые серийные истребители этого типа — Р-39D были приняты на вооружение американской армии в феврале 1941 г. Вскоре они получили название «Аэрокобра».

В 1940 г., когда самолет еще не вышел из стадии доводки, на него последовал заказ от правительства Великобритании. Бушевавшая



Истребитель «Аэрокобра» Р-39D

в Европе вторая мировая война требовала огромного количества боевых машин, и основным их поставщиком стала промышленность США, которая в период войны выпустила 101 500 истребителей различных типов.

В июле 1941 г. первые P-39D в экспортном исполнении стали поступать в Англию. Единственное существенное их отличие от «исконно американского» варианта состояло в замене пушки калибра 37 мм на пушку Испано М1 калибра 20 мм. Проведенные в английских исследовательских центрах испытания сильно разочаровали специалистов — американская машина удивила своим малым потолком, низкой скороподъемностью, неудовлетворительной маневренностью. Воздушные бои, учебные и реальные, показали, что летчик «Аэрокобры» всегда оставался в явно проигрышной позиции. Из-за относительно небольшой высотности мотора и слишком большого веса самолет был плохим перехватчиком, практически бесполезным на высоте. Взлетно-посадочные характеристики P-39D оказались такими, что исключали базирование его на аэродромах, с которых могли действовать «Харрикейны» и «Спитфайры»: взлетная дистанция P-39 была на треть больше, чем у «Харрикейна». К положительным качествам P-39 относилась его высокая живучесть: конструкция «Аэрокобры» могла выдерживать без разрушений большое число повреждений. Это навело на мысль использовать P-39 для атаки наземных целей. Так эти машины некоторое время и применялись. Но все же истребитель P-39 не удовлетворял ни англичан, ни американцев. Искать пути его улучшения не стали, и в декабре 1941 г. «Аэрокобры» были сняты с вооружения английских ВВС. Часть из полученных к тому времени самолетов «перенацеливалась» в ВВС Австралии, в Новую Гвинею, на Ближний Восток. Оставшиеся английские «Аэрокобры», а также те, что снимались с вооружения истребительных групп американских ВВС, дислоцированных на Средиземноморском театре военных действий, союзники предложили СССР. После того как самолет показал явно недостаточную эффективность в воздушной войне в Европе, Африке, а также и на Тихом океане, его начали поставлять в Советский Союз. Первые 20 «демобилизованных» P-39D прибыли в СССР в январе 1942 г.

Командование советских ВВС учло уже имевшийся опыт адаптации импортной авиатехники к советским условиям и решило «Аэрокобры» не направлять сразу в действующие части. Для их сборки, облета и изучения была сформирована группа работников НИИ ВВС. Они сразу же столкнулись со сложными эксплуатационными проблемами. Пришлось срочно делать на «чужой» машине целый ряд доработок и устранять дефекты. Оказалось, что при предельно задней центровке P-39 имеет склонность к наиболее опасному виду штопора — плоскому. Эта болезнь казалась неизлечимой. Тем не менее НИИ ВВС сделал все возможное, чтобы научить летчиков грамотно пилотировать самолет на критических режимах полета и свести к минимуму аварийность. Был создан учебный кинофильм и разослан во все воздушные армии, организованы пятидневные сборы (лекции, практические занятия, показательный полет). В течение почти целого года «Аэрокоброй» занимались в НИИ ВВС. Было проведено несколько летных испытаний, большие лабораторные исследования по подбору подходящих сортов масла и наивыгоднейших режимов работы мотора. В боевые полки первые «Аэрокобры» поступали вместе с документами по их доводке. Но не все можно было выяснить в лабораторных условиях. Боевая эксплуатация P-39 выявила, что из-за больших перегрузок, иногда возникавших в ходе воздушного боя, появлялась необратимая деформация хвостовой части фюзеляжа и оперения. Это приводило к авариям и даже катастрофам. К работе срочно подключили ЦАГИ и НИИ ВВС. В резуль-

тате оперативно проведенных статических испытаний на прочность удалось быстро разобраться в вопросе, выработать рекомендации по усилению конструкции и провести ее на самолетах.

Несомненно, доводка и улучшение «Аэрокобры» отняли много сил и времени. Дорогой ценой заплатил НИИ ВВС за эту работу. Погибли три опытных летчика-испытателя: К. А. Груздев, А. А. Автономов, К. И. Овчинников. Но в результате машина, от которой отказались англичане и американцы, была признана годной для боевой службы в советских ВВС. К ее сравнительно неплохим для Восточного фронта летным данным (см. рис. 1, табл. 1) добавилась надежность.

Надо сказать, что работа над «Аэрокоброй» заключалась не только в улучшении эксплуатационных свойств и повышении безотказности в бою. Самолет имел много резервов и по улучшению летных данных. Это направление приобрело особо важное значение в 1943 г. Дело в том, что если в начале 1942 г. по комплексу летных характеристик «Кобра» была еще примерно на уровне требований к истребителю, то в 1943 г. она уже заметно уступала как новым советским истребителям, так и немецким. Главный недостаток Р-39 заключался в малой энерговооруженности. «Аэрокобра» весила на 400 — 700 кгс больше, чем, например, такие типичные европейские истребители, как «Харрикейн», «Спитфайр» (см. табл. 2), Ме-109F, G, Як-1, -7, -9 при сопоставимой с ними мощности V-образного мотора. Поэтому наряду с установкой более мощных вариантов мотора, осуществляемой фирмой Белл, снижение веса Р-39 получило первостепенное значение. Детальное знакомство с конструкцией Р-39D, L, N и Q (эта модификация стала поступать в СССР в 1943 г.) показало, что без особого ущерба для боеспособности, безопасности летчика и самолета с него можно снять подкрыльевые пулеметы и часть брони (с редуктора и кислородных баллонов, бронеперегородку между летчиком и двигателем, поскольку мотор сам по себе является неплохой защитой). Только за счет перечисленных мероприятий вес Р-39Q снижался с 3549 до 3236 кгс. Снималась также часть оборудования. После этого маневренность и скороподъемность Р-39Q улучшались настолько, что он оказывался вполне боеспособным в борьбе с немецкими истребителями.

Возвращаясь к периоду создания этого самолета, можно отметить, что, идя навстречу пожеланиям американских специалистов по превращению Р-39, по сути, в штурмовик и устанавливая все более мощное оружие и броню, фирма Белл, не располагавшая еще опытом использования истребителя в бою, много сделала, чтобы окончательно «угробить» машину, на глазах терявшую свои летные качества. В этом отношении история Р-39 очень похожа на историю отечественного истребителя ЛаГГ-3. Но надо отдать должное фирме Белл. Когда «Аэрокобры» стали поступать в СССР и пошли рекламации, она восприняла их как неотложное требование времени. В Москву прибыли специалисты с американских заводов. Они побывали в воинских частях, на месте изучили причины возникавших дефектов. Результат не замедлил сказаться — «Аэрокобры» последующих поставок, которые шли через Аляску, отличались рядом улучшений.

В начале 1943 г. «Аэрокобре» очень повезло. Доведенная в основном до нормы, она досталась настоящему мастеру — летчику-новатору А. И. Покрышкину, человеку с незаурядными качествами воздушного бойца, тактика и организатора боя. Эскадрилья, полк, дивизия, которыми последовательно командовал А. И. Покрышкин, начиная с 1943 г. и до конца войны летали на Р-39. Мастерство и отвага советских летчиков принесли славу и «Аэрокобре». Из американской газеты 1944 года: «...Истребители «Аэрокобра» — лучшие в мире!... Пятнадцать советских

асов, воюющих на «кобрах», сбили пятьсот самолетов нашего общего врага — фашизма! Покрышкин, Глинка, Глинка, Речкунов (правильно Речкалов, *авт.*), Клубов, Федоров, Труд, Трофимов...» [8]. Конечно, в этом газетном утверждении по поводу «лучшего в мире» допущено определенное преувеличение. Но нельзя не отметить, что нашим летчикам «Аэрокобра» пришлась, что называется, «по душе». Легкая и послушная в управлении, простая по технике пилотирования и вполне доступная для освоения летчику средней квалификации, обладающая мощным вооружением и отличной безотказной радиосвязью, в руках опытного летчика «Аэрокобра» становилась грозным оружием. Определенную роль в успехе Р-39 на советско-германском фронте сыграло и то, что ими вооружались полки, уже имевшие достаточный боевой опыт.

Всего за годы войны американская промышленность выпустила 9558 истребителей «Аэрокобра», из которых примерно половина воевала на советско-германском фронте.

В феврале 1941 г. фирма Белл, используя накопленный опыт работы с Р-39, приступила к проектированию нового истребителя, который, по существу, являлся дальнейшим развитием «Аэрокобры». В июне того же года фирме был выдан заказ на постройку двух опытных экземпляров, обозначенных XP-63 «Кингкобра» (Kingcobra).

Последовавшие вскоре неудачи с Р-39 послужили фирме хорошим уроком и заставили конструкторов пересмотреть концепцию нового истребителя. Сохранив неизменной оригинальную компоновку «Аэрокобры»: двигатель позади летчика, оружие спереди, трехстоечные шасси, кабину с боковыми дверями — конструкторы внесли ряд существенных изменений. Во-первых, установили новый мотор Аллисон V-1710-93, который имел высотность на 15-минутном боевом режиме 6100 м против 4740 м у мотора V-1710-85, стоявшего на «Аэрокобре». Такая высотность больше отвечала условиям воздушной войны в Западной Европе. Чтобы избежать сильного снижения мощности мотора у земли и на малых высотах, на него поставили двухступенчатый нагнетатель, первая ступень которого приводилась во вращение через гидромуфту.

В области аэродинамики главное нововведение заключалось в установке крыла, набранного из так называемых ламинарных профилей. При одинаковой относительной толщине они имели меньшее аэродина-



Истребитель «Кингкобра» Р-63А

мическое сопротивление, чем профили обычного типа. Разработка ламинарных профилей и принципов компоновки крыльев, составленных из таких профилей, явилась большим достижением аэродинамики того времени.

Истребитель Р-63 внешне очень походил на Р-39, но был больше по размерам (площадь крыла увеличилась на 16%) и отличался формой оперения. Стремясь улучшить штопорные характеристики самолета, конструкторы на 30% увеличили площадь вертикального оперения и сместили его назад. Бронирование стало более рациональным, и вес брони уменьшился на 42 кгс. Вместо трехлопастного винта поставили четырехлопастный.

Первый полет прототип «Кингкобры» совершил в декабре 1942 г., а почти через год — в октябре 1943 г. — пошли первые серийные Р-63А, значительная часть которых предназначалась для Советского Союза. Чтобы ознакомиться с новым самолетом на месте, в США послали летчика-испытателя А. Г. Кочеткова и инженера-испытателя Ф. П. Супруна (оба из НИИ ВВС). Основной проблемой, интересовавшей советских специалистов, был штопор. А. Г. Кочеткову предстояло в полете опробовать самолет на этом режиме. И оказалось, что уверения фирмы о том, что Р-63 не входит в плоский штопор, несостоятельны. В испытательном полете А. Г. Кочеткову стало ясно, что машина переняла от предшественника один из главных пороков: склонность к плоскому штопору. После разнообразных, но бесплодных попыток вырвать истребитель из штопора летчик вынужден был покинуть самолет на парашюте. Для улучшения самолета фирме пришлось пойти на ряд изменений конструкции, чтобы сместить центр тяжести вперед, а также ввести некоторые ограничения.

В конце войны Р-63А были приняты на вооружение советских ВВС. Обычно «Кингкобры» направлялись в части и подразделения, непосредственно в боевых действиях не участвовавшие, например в ПВО. Последними в СССР поступили «Кингкобры» в модификации Р-63С, в основном отличавшейся только более современным по тому времени мотором V-1710-117 с увеличенной высотностью и повышенной мощностью чрезвычайного режима за счет впрыска воды.

Американская промышленность выпустила 3303 истребителя «Кингкобра», из которых 2421 были отправлены в Советский Союз.

«СПИТФАЙР» (SPITFIRE)

Это был самый известный и, бесспорно, лучший английский истребитель воздушного боя периода второй мировой войны. Именно этот самолет вынес основную тяжесть борьбы с немецкими истребителями как в Западной Европе, так и в Северной Африке. Хорошие летные данные, простота техники пилотирования, мощное вооружение обусловили высокую боеспособность «Спитфайра» на разных театрах военных действий и принесли ему широкую известность. Среди британских боевых летчиков «Спитфайр» пользовался наибольшей популярностью. По образному выражению английского летчика-испытателя Г. Пауэлла: «... «Спитфайр» — это не просто хороший самолет, это «Спитфайр»!» [4, с. 181].

«Спитфайр» был создан в Англии фирмой Супермарин в 1936 г. Его конструктор Р. Митчелл, ранее занимавшийся гоночными рекордными машинами, придавал исключительное значение аэродинамическому совершенству своего истребителя. Требованиям аэродинамики были подчинены многие конструктивные и технологические решения. В частности, для снижения индуктивного сопротивления крылу и оперению

придали эллиптическую форму в плане (с разными малыми полуосями по передней и задней кромкам), несмотря на то что технология производства такого крыла и оперения была несомненно сложнее. Другим, может быть, не менее важным фактором, обусловившим высокое аэродинамическое совершенство компоновки, стала очень малая по тому времени относительная толщина крыла. В корне крыла она составляла всего 12,6%, в то время как у американского P-39 и советского Ла-5 — 15%, а у немецких Ме-109G и FW-190A соответственно 14 и 16%. Фюзеляж английского истребителя имел малый мидель, довольно большое удлинение и эллиптическое поперечное сечение.

Несмотря на ряд факторов, способствовавших увеличению веса конструкции, «Спитфайр» тем не менее оказался одним из самых легких истребителей. Это обстоятельство в сочетании с мощным мотором жидкостного охлаждения фирмы Роллс-Ройс обеспечило высокую энерговооруженность самолета, что в совокупности с отличными аэродинамическими характеристиками способствовало достижению хороших скоростных и маневренных качеств.

Самолет имел цельнометаллическую конструкцию. Низкорасположенное крыло хорошо сопрягалось с фюзеляжем. Вооружение, как у большинства английских истребителей, несинхронное, располагалось в крыле.

Первый полет истребитель «Спитфайр» совершил в марте 1936 г., а его серийное производство началось в мае 1938 г. С 1939 г. темп производства «Спитфайров» стал быстро расти, и к началу второй мировой войны британские ВВС уже имели немало истребителей этого типа. Одновременно проводилась интенсивная модернизация самолета, которая заключалась в усилении вооружения и улучшении винтомоторной группы. Если на первых серийных машинах стояли четыре несинхронных крыльевых пулемета Браунинг калибра 7,7 мм, то уже на первых модификациях — «Спитфайр» IA и IIA — стояли восемь таких пулеметов, а на «Спитфайр» IB и IIB — две крыльевые пушки калибра 20 мм и четыре пулемета.

Первые самолеты оснащались мотором «Мерлин» II и двухлопастным ВФШ. «Спитфайр» I имел уже «Мерлин» III и трехлопастный ВИШ постоянных оборотов, а «Спитфайр» II — более мощный «Мерлин» XII. Во многом успех в совершенствовании этих истребителей на протяжении всей их истории определялся развитием моторов фирмы Роллс-Ройс, непрерывно улучшавшей моторы «Мерлин», а позже «Гриффон» и создававшей все новые их варианты, различавшиеся не только мощностью, но и высотностью, режимами работы и рядом других технических параметров.

В августе 1940 г. начались регулярные воздушные налеты немецкой авиации на Британские острова. Одним из основных истребителей, противостоявших немецким налетам, стал «Спитфайр» I. Он был главным противником немецких истребителей Ме-109E, сопровождавших бомбардировщики. Как свидетельствует иностранная печать [9, с. 78], эти самолеты оказались примерно равноценны. По скоростным данным «Спитфайр» I имел некоторое превосходство на высотах до 4,6 км и уступал Ме-109E на высотах свыше 6 км; в горизонтальном маневре «Спитфайр» имел превосходство на всех высотах, но уступал в скороподъемности. В бою между этими самолетами все зависело от тактики, опыта летчиков и количественного соотношения противоборствующих истребителей.

Советские авиационные специалисты впервые познакомились с истребителем «Спитфайр» в марте 1941 г., когда в Германии работала последняя закупочная комиссия во главе с И. Ф. Петровым. Летчик-

испытатель С. П. Супрун совершил тогда два полета на «Спитфайре» IA, который был выпущен в августе 1939 г. и представлял собой немецкий трофей. По заключению С. П. Супруна, «Спитфайр» IA имел целый ряд достоинств. Летчик отмечал исключительно хорошую устойчивость и управляемость по всем трем осям, простую технику пилотирования при выполнении всех фигур высшего пилотажа, простоту взлета и посадки. В то же время С. П. Супрун считал, что скороподъемность «Спитфайра» IA хуже, чем у Ме-109Е, а скорость все-таки недостаточна для современного истребителя (со слов немцев, «Спитфайр» IA являлся самым быстроходным английским самолетом и развивал у земли скорость 450 — 460 км/ч, а на высоте 5500 м — 560 км/ч). В качестве недостатков «Спитфайра» советские специалисты отметили малый запас горючего во внутренних баках, отсутствие в составе вооружения пушек и крупнокалиберных пулеметов, а также ручное, а не автоматическое управление винтом изменяемого шага.

Находясь в Германии, советские специалисты смогли ознакомиться со многими трофейными английскими самолетами и пришли к однозначному выводу, что, хотя конструкция большинства из них была выполнена из металла, тем не менее они (в том числе и «Спитфайр») производили впечатление более сложных и менее продуманных по сравнению с немецкими. Сопоставление данных немецких и английских самолетов также оказалось далеко не в пользу последних. Единственное исключение здесь составлял истребитель «Спитфайр». Главный инженер фирмы Мессершмитт Хедерер заявил членам советской делегации, что самолету Ме-109 (очевидно, имелся в виду Ме-109Е, *авт.*) очень трудно вести воздушный бой с самолетом «Спитфайр».

В конце 1940 г. английские специалисты пришли к выводу, что весной — летом 1941 г. следует ожидать новых налетов немецких самолетов на Британские острова. Считалось, что они могут иметь улучшенные характеристики на больших высотах [9, с. 129]. Основания для такого заключения были: высотный немецкий разведчик Ju-86P уже появлялся над Англией на почти недосягаемой высоте (примерно 11,6 км). ВВС Англии срочно требовался истребитель с хорошими высотными данными. Им стал «Спитфайр» V — самый массовый вариант этого истребителя (было построено 6470 экземпляров). Опытный вариант самолета совершил первый полет в феврале 1941 г., и почти сразу в авиационные части стали поступать серийные машины. Основное отличие этого варианта от предыдущих заключалось в установке более высотных и мощных моторов «Мерлин» 45, 46, 47 и 50. В 1942 г. был разработан специальный высотный вариант «Спитфайр» VII с крылом увеличенного размаха и еще более высотными моторами «Мерлин» 60, 61 или 64, но основным истребителем боя в 1941 г. оставался «Спитфайр» V.

Несмотря на быстроту создания и внедрения в серию и ВВС, к концу 1941 г. «Спитфайр» V оказался уже устаревшей машиной. Он уступал новым немецким истребителям. В этом смогли убедиться не только английские летчики, но и инженеры: в июне 1942 г. немецкий летчик на FW-190A-3 ошибочно приземлился на территории Англии, его взяли в плен, а самолет тщательно изучили, испытали и организовали несколько учебных воздушных «боев». Оказалось, что немецкий истребитель имел превосходство в скорости (на 30 — 50 км/ч) и скороподъемности почти на всех высотах, на пикировании быстро уходил от «Спитфайра» V и обладал лучшей приемистостью. «Спитфайр» V имел преимущество только в установившемся горизонтальном маневре, что для истребителя было явно недостаточно. А ведь в воздушном бою FW-190A был не самым сильным немецким истребителем, Ме-109F и G

заметно превосходили его, особенно по маневренным характеристикам, скороподъемности, а в некоторых вариантах и по скорости. Словом, «Спитфайру» V срочно требовалась замена.

Фирма Супермарин, словно предвидя это, заблаговременно приступила к разработке новых вариантов «Спитфайра», наиболее массовым из которых стал «Спитфайр» IX. Он совершил первый полет в апреле 1942 г. и начал поступать в строевые части уже в июне того же года. «Спитфайры» V стали передавать на другие театры военных действий, менее важные для Англии, в частности в Австралию, Бирму, Египет и др. Часть истребителей «Спитфайр» V (всего 143 самолета) англичане передали Советскому Союзу. Самолеты через Иран начали поступать в СССР в начале 1943 г. Эти истребители были изрядно потрепаны в боях. Никакой технической документации к ним не прилагалось, и нашим авиационным специалистам не просто было ввести их в строй.

«Спитфайр» VB показал себя простым и легкодоступным в управлении — он «прощал» даже грубые ошибки летчика. По этим своим качествам «Спитфайр» VB как нельзя лучше соответствовал условиям войны, когда в строй постоянно вводилось много еще не имевших достаточного опыта летчиков. Но одновременно с этим советские летчики отмечали сравнительно низкие летные характеристики истребителя. Безусловно, он был лучше И-16, на котором до этого летали переучившиеся на «Спитфайр» летчики. Но все же английский истребитель заметно уступал немецким и новым советским истребителям «Ла» и «Як» [10]. Это со всей очевидностью продемонстрировали летные испытания одного из самолетов «Спитфайр» VB в НИИ ВВС в мае — июне 1943 г. (см. табл. 2). Такая ситуация возникла главным образом из-за недостаточной мощности мотора и его большой высотности при односкоростном нагнетателе. Определенную роль сыграла и малая удельная нагрузка на крыло, свойственная самолету «Спитфайр».

Тем временем в Англии полным ходом шло производство «Спитфайра» IX. Резкое улучшение летных характеристик этого истребителя по сравнению со «Спитфайром» V было достигнуто благодаря установке гораздо более мощных моторов «Мерлин» 61, 63, 66 или 70. Так, при



Истребитель «Спитфайр» VB

близкой высотности боевого режима мощность мотора «Мерлин» 63 почти на 400 л.с. (!) превышала мощность «Мерлин» 46. Вес же силовой установки увеличился ненамного (115 кгс). Эти варианты новых моторов оборудовались уже двухскоростными двухступенчатыми нагнетателями с промежуточным охлаждением смеси в специальном радиаторе. Несомненно, что все это усложнило силовую установку, но зато дало возможность уменьшить потери мощности, затрачиваемой на нагнетание, и повысить КПД мотора. Характерно, что указанные варианты двигателей существенно отличались высотностью (от 4950 у «Мерлин» 66 до 7460 м у «Мерлин» 61). Такой широкий «спектр» позволил самолетостроителям создать разнообразные варианты истребителя, рассчитанные на выполнение боевых задач самого разного характера. Действительно, модификации «Спитфайра» IX применялись и как истребители-бомбардировщики, и как истребители для завоевания превосходства в воздухе (в современной терминологии), и как высотные истребители-перехватчики. Именно на «Спитфайре» IX, правда в облегченном варианте, английскому летчику 12 сентября 1942 г. удалось перехватить высотный немецкий бомбардировщик Ju-86R, который с августа 1942 г. стал регулярно бомбить территорию Англии, совершая полет на высоте 12 — 13 км и оставаясь недоступным для истребителей. Хотя атака этого бомбардировщика на высоте 12,5 — 13,1 км не стала результативной (Юнкерс отделался только пробоиной в крыле), стало ясно, что Ju-86R утратил свою неуязвимость.

«Спитфайр» IX стал одним из лучших истребителей периода второй мировой войны. Одновременно это был один из самых массовых вариантов «Спитфайра». Всего английская промышленность выпустила 5665 «Спитфайров» IX, из которых около 1200 были поставлены Советскому Союзу. Эти самолеты оборудовались мотором «Мерлин» 66. В таком наименее высотном варианте, обозначавшемся «Спитфайр» LF-IX, истребитель лучше отвечал условиям войны на советско-германском фронте. Поставки «Спитфайра» IX в СССР начались с середины 1944 г., когда на вооружение английских ВВС уже шли более современные по тому времени «Спитфайры» XII и XIV.

Испытания «Спитфайра» IX в НИИ ВВС в 1944, а затем и в 1945 г. показали, что он имеет неплохие летные данные (см. табл. 2), устойчив и хорошо управляем, прост в технике пилотирования. Благодаря



Истребитель «Спитфайр» LF-IX

высокой энерговооруженности и хорошим аэродинамическим качествам «Спитфайр» IX обладал высокой скороподъемностью. Эти качества в сочетании со сравнительно малой удельной нагрузкой на крыло способствовали достижению хороших маневренных свойств в вертикальной и особенно в горизонтальной плоскостях. Так, радиус виража «Спитфайра» IX составлял всего 235 м, в то время как у Як-1 он был 275 м, у Як-9Д — 290 м, у Ла-5 — 310 м, у Ла-5ФН — 295 м, у Ме-109G-2 — 290 м, у FW-190A — 340 м, у P-39 — 253 — 280 м. В то же время советские летчики отмечали, что по сравнению с отечественными истребителями «Ла» и «Як» «Спитфайр» IX (так же как и в варианте V) более вял в управлении, медленнее реагирует на действия летчика. Этот недостаток затруднял реализацию хороших маневренных качеств «Спитфайра» в быстро изменяющейся обстановке воздушного боя. Надо сказать, что англичане провели ряд мероприятий по улучшению характеристик поперечного управления. Но все же в этом отношении их самолет уступал советским истребителям.

В отношении вооружения советские специалисты сделали вывод, что хотя огневая мощь «Спитфайра» IX и соответствовала уровню требований, но при расположении стрелково-пушечного вооружения в крыле вероятность попадания при стрельбе меньше, чем в случае центральной установки оружия. В справедливости такого вывода советские летчики убедились еще в боях на Кубани — при атаке противника с предельно малых дистанций кучность огня «Спитфайра» была недостаточной, поскольку пули и снаряды сходились гораздо дальше.

Советские авиационные специалисты считали, что жизненность самолета, существовавшего к тому времени без радикальных изменений уже в течение восьми лет, обусловлена хорошими аэродинамическими формами исходного варианта и малой удельной нагрузкой на крыло. Последнее обстоятельство позволяло непрерывно увеличивать мощность винтомоторной группы и вооружения, не особенно считаясь при этом с увеличением веса. Действительно, если нормальный взлетный вес «Спитфайра» IA составлял 2620 кгс, то у «Спитфайра» LF-IX он был уже 3292 кгс, то есть на 672 кгс больше. Однако маневренные качества в горизонтальной плоскости почти не изменились.

Следующие серийные варианты — «Спитфайр» XII, XIV, XVIII и XIX — оборудовались уже моторами новой серии Роллс-Ройс «Гриффон». Эти самолеты последовательно вводились в серию и принимались на вооружение английских ВВС начиная с января 1943 г. Правда, процесс внедрения в производство проходил медленно и самолетов этих модификаций построили немного (за исключением «Спитфайра» XIV). По существу, на них отрабатывалась новая силовая установка, набирался опыт ее эксплуатации. Основным английским истребителем воздушного боя практически до конца войны оставались самолеты «Спитфайр», на которых стояли моторы «Мерлин» (главным образом «Спитфайр» IX).

«Спитфайр» XIV стал наиболее многочисленным типом «Спитфайра» с мотором семейства «Гриффон». Этот истребитель участвовал в боях на завершающем этапе второй мировой войны. Первые серийные истребители этой модификации стали поступать в боевые части с начала января 1944 г. Всего английская промышленность построила 957 самолетов «Спитфайр» XIV.

На истребителе «Спитфайр» XIV стоял мотор «Гриффон» 65 мощностью 1540 л. с. на взлете. Вооружение составляли две пушки калибра 20 мм и два — четыре пулемета. Винт — пятилопастный. Тактические испытания, проведенные в Англии в феврале — марте 1944 г., подтвердили превосходство этого самолета в «бою» с такими истребителями, как «Темпест» V (Англия), P-51B, или «Мустанг» III (США), FW-190A

и Ме-109G (Германия). В октябре 1944 г. летчик на «Спитфайре» XIV одержал победу в воздушном бою с немецким реактивным истребителем Ме-262.

Когда начались работы по установке моторов «Гриффон» на истребители «Спитфайр», то было уже ясно, что этот самолет по конструктивным соображениям имеет не так уже много резервов для дальнейшего развития. Одна из главных причин заключалась в том, что скорость «Спитфайра» XIV стала уж слишком близка к скорости реверса элеронов*. Требовалось осуществить и другие конструктивные мероприятия, которые в комплексе обеспечили бы возможность дальнейшего развития самолета. Такие работы велись с начала 1942 г., и их результатом стал фактически новый самолет, названный «Спитфайр» 21. Мотор того же семейства, что на «Спитфайре» XIV — «Гриффон» 61. Вооружение составляли четыре пушки калибра 20 мм, расположенные в крыле. Однако конструкторов ждало разочарование. Летные испытания, которые проводились в 1944 г., показали, что самолет нуждается в серьезном улучшении. По этой причине истребителей «Спитфайр» 21 выпустили совсем немного (122). Основные улучшения были выполнены на следующей модификации — «Спитфайре» 22, появившейся в марте 1945 г. Принять участие в боевых действиях этому самолету уже не пришлось.

Всего за время выпуска (с 1938 по 1947 г.) промышленность построила 20 334 истребителя «Спитфайр», но только 2053 из них были с мотором «Гриффон».

P-51 «МУСТАНГ» (MUSTANG)

Это был, пожалуй, самый известный из американских истребителей второй мировой войны. Он разрабатывался американской фирмой Норт-Американ по заказу Великобритании. Одним из важнейших условий контракта была оперативность выполнения заказа, что диктовалось серьезностью военной ситуации в Европе. Проектные работы и постройку опытного самолета фирма смогла осуществить за рекордно короткий срок — всего за 120 дней. Опытный образец (NA-73X) вышел на летные испытания в октябре 1940 г. Несмотря на удивительно сжатые сроки проектирования и постройки самолет прошел испытания без особых осложнений, и в ноябре 1941 г. первую партию серийных машин отправили в Англию, где они получили название «Мустанг». После вступления в войну США (декабрь 1941 г.) истребитель под обозначением P-51 был принят на вооружение американских ВВС. Обычно английское и американское обозначения объединяли: истребители первых серий так и назывались — P-51 «Мустанг» I.

P-51 представлял собой цельнометаллический низкоплан с мотором жидкостного охлаждения Аллисон V-1710-39. Вооружение — восемь пулеметов, четыре из которых крупнокалиберные. Конструкторы P-51 Раймонд Райс и Эдгар Шмюд уделили большое внимание достижению хороших аэродинамических свойств самолета. Впервые в мировой практике самолетостроения они применили на боевой машине ламинарное крыло, что стало главной отличительной особенностью истребителя. Ламинарные профили, из которых скомпоновали крыло P-51, были разработаны учеными NACA перед самой войной. Истребитель имел очень чистые аэродинамические формы, почти нигде не нарушаемые выступающими деталями. Система охлаждения создавала незначительное ло-

* Реверс элеронов — обратное действие элеронов, возникающее на некоторой определенной скорости полета и вызванное деформацией кручения крыла.

бовое сопротивление. Надо сказать, что конструкторы достигли своей цели: коэффициент аэродинамического сопротивления на небольших углах атаки, соответствующих режиму полета на максимальной скорости, оказался очень низким. Он был меньше, чем у любого серийного истребителя тех лет, и лишь позже у истребителя Р-63 «Кингкобра» этот коэффициент был меньше.

Английские и американские истребители (кроме Р-39 и Р-63) имели характерную общую черту — несинхронное вооружение, расположенное в крыле. Р-51 в начале своего развития оказался одним из немногих исключений: два крупнокалиберных пулемета синхронизировались для стрельбы через винт (остальные шесть стояли в крыле).

Английские специалисты, ознакомившись с «Мустангом», сочли его лучшим из американских истребителей. Правда, из-за недостаточно мощного и высотного мотора трудно было ожидать от него хороших качеств в воздушном бою с истребителями противника. Но такие его достоинства, как высокая скорость и сравнительно неплохая маневренность на небольших высотах, достаточная дальность и хорошее вооружение (вес залпа 3,42 кгс/с), позволяли эффективно использовать «Мустанг» в качестве разведчика и для атак наземных целей. Так его, собственно, и стали применять.

Здесь необходимо сказать о том, что англичане и американцы очень широко использовали истребительную авиацию для нанесения штурмовых ударов. Отчасти это объяснялось отсутствием у них специализированных бронированных штурмовиков, отчасти несколько иным характером военных действий и тактикой их ведения. Иногда истребители даже специально приспосабливали для действий по наземным целям и для борьбы с бомбардировщиками. Таковыми были известные английские истребители «Тайфун», «Темпест», американские Р-39, Р-40 и др. В СССР подобный характер действий считали далеко не главным для истребителя. Этот вывод не являлся следствием какой-то тактической доктрины. К нему подвела сама жизнь. В 1941 — 1942 гг. советские ВВС нуждались, в первую очередь, в истребителях воздушного



Истребитель «Мустанг» Р-51

Таблица 3

Характеристики самолета		«Мустанг» P-51		«Тандерболт» P-47D-10 RE		
Дата испытаний в НИИ ВВС		Июнь 1942		Апрель — июль 1944		
Мотор		Аллисон V-1710-39		Пратт-Уитни R-2800-63		
Взлетная мощность, л. с.		1150		2000		
Взлетный вес, кгс нормальный максимальный		3880 —		6000 6780		
Площадь крыла, $м^2$		21,98		27,87		
Максимальная скорость, км/ч	у земли	459	483^{Ф}	462	510$^{б.р.}$	535$^{ч.р.}$
	на высоте, м	557 4400	587^{Ф} 4600	624 10 500	648$^{б.р.}$ 9250	661$^{ч.р.}$ 8500
Время набора высоты 5 км, мин		10,5	9,0^{Ф}	11,0	7,6$^{б.р.}$	6,4$^{ч.р.}$
Время виража на высоте 1 км, с		23		26		
Практический потолок, м		8400		11 800$^{б.р.}$		
Максимальная дальность полета, км: в нормальном варианте при максимальном запасе топлива		1620 —		1550 2300*		
Вооружение (пулеметы): число стволов × калибр		4 × 7,62 4 × 12,7		6(8) × 12,7 —		

Ф — форсаж (5 мин); б.р. — боевой режим (15 мин); ч.р. — чрезвычайный режим (5 мин).
* С подвесным баком (по фирменным данным).

боя, способных бороться с истребителями противника. Поэтому, когда в первой половине 1942 г. один из P-51 поступил из Англии в СССР, отношение к нему советских авиационных специалистов оказалось существенно иным, чем в Англии. Испытания P-51 в НИИ ВВС закончились в июле 1942 г. Основные их результаты приведены в табл. 3 и на рис. 2. Отдавая должное положительным качествам этого самолета, советские военные специалисты отмечали, что по первостепенно важным для истребителя показателям, таким, как скорость (на номинальном режиме) и, в особенности, скороподъемность и маневренность, P-51 уступает советским и новым немецким истребителям. Действительно, советский Як-7Б с мотором М-105ПФ набирал высоту 5 км за 5,8 — 6,0 мин, немецкий Ме-109F — за 4,8 — 5,4 мин, а P-51 — за 9 мин, да и то с использованием пятиминутного форсажа. Набор высоты за боевой разворот у «Мустанга» (550 м) был почти в два раза меньше, чем у Як-1, Як-7Б, Ла-5 и Ме-109F и G. Конечно, при таких характеристиках «Мустанг» не мог на равных сражаться с немецкими истребителями и, более того, скорее всего стал бы их легкой добычей. Но не стоит забывать, что в СССР попала самая первая модификация этой машины. Тем временем уже разрабатывался специальный вариант этого самолета, предназначенный для атак наземных целей — A-36A. За ним шел P-51A (1943 г.). Эти самолеты оснащались более мощными вариантами мотора Аллисон. Летные данные P-51A «Мустанг» II стали лучше, чем у P-51, но все же не настолько, чтобы его можно было использовать в воздушном бою против немецких FW-190 и Ме-109. В основном «Мустанги» с мотором Аллисон использовались в качестве разведчиков и штурмовиков.

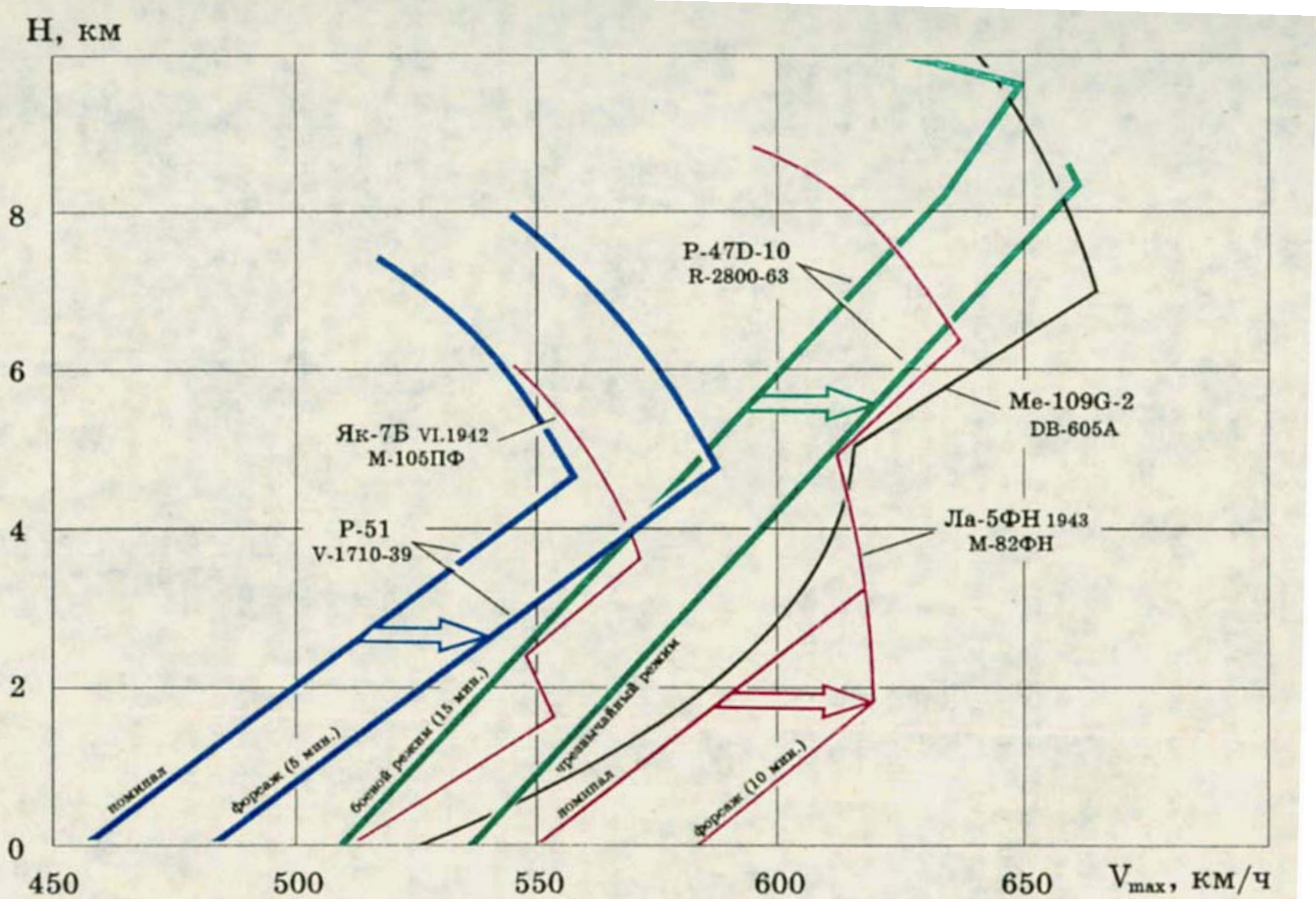


Рис. 2. Высотно-скоростные характеристики американских истребителей P-51 и P-47D10 в сравнении с типичными советскими и немецкими истребителями (по испытаниям в НИИ ВВС)

Дело коренным образом изменилось, когда англичане в опытном порядке поставили на «Мустанг» более мощный и высотный мотор «Мерлин». Перспективность и целесообразность подобной замены не вызывали сомнения. Фирма Норт-Американ оперативно провела модификацию конструкции самолета, а фирма Паккард наладила серийный выпуск мотора серии «Мерлин», который в Америке назвали V-1650-3.

Замена мотора оказалась очень эффективной. Опытный экземпляр истребителя (XP-51B) показал на испытаниях в сентябре 1942 г. скорость 710 км/ч на высоте 9,1 км. Если для набора высоты 6,1 км P-51A требовалось 9,1 мин, то XP-51B набирал ее за 5,9 мин (видимо, с использованием чрезвычайного режима работы мотора). Летом 1943 г. начался серийный выпуск новых истребителей P-51B и C (по существу идентичных), которые в Англии получили название «Мустанг» III. Одной из главных боевых задач этих самолетов стало сопровождение американских бомбардировщиков B-17 и B-24, наносивших массированные бомбовые удары по территории Германии, использовались P-51 и на тихоокеанском театре военных действий.

В 1944 г. начались челночные операции американской бомбардировочной авиации. Тяжелые бомбардировщики B-17 и B-24 стартовали с аэродромов Англии и сопровождаемые «Мустангами» бомбили Германию. Затем они совершали посадку на территории СССР в районе Полтавы, где их заправляли и загружали бомбами для боевого вылета в обратном направлении. Случалось, что американские самолеты из-за повреждений, полученных в бою, поломок или технических неполадок оставались на советской территории. Один из «Мустангов», имевший незначительные повреждения, был восстановлен советскими специалистами. Летчики-испытатели ЛИИ летали на этой машине для ознакомления и изучения (полные летные испытания не проводились). Оценка лучшего американского истребителя советскими летчиками представляет несомненный интерес. Вспоминает заслуженный летчик-испытатель СССР М. Л. Галлай: «...Самолет P-51 «Мустанг» оказался прост в пилотировании. Не требовал от летчика ни высокой квалификации, ни повышенного внимания. Длительный полет на нем был неутомителен как в силу присущей ему хорошей устойчивости, так и благодаря наличию триммеров на всех трех плоскостях управления. Все эти положительные свойства легко обнаруживались в испытательных полетах, которые мне пришлось выполнять на «Мустанге». Однако нет сомнения, что в боевой обстановке проявились бы присущие этой машине существенные слабости, в частности, только пулеметное вооружение. Главным же недостатком являлось то, что, обладая существенно большей нагрузкой на единицу мощности мотора, чем Як-9, Ла-7, Ме-109, ФВ-190 и особенно Як-3, «Мустанг» заметно уступал им в маневренности, а также в разгонных характеристиках по горизонтали и в наборе высоты. Правда, сочетание относительной большой (для одноместного истребителя) массы и малого коэффициента аэродинамического сопротивления c_x обеспечивало этому самолету хорошие разгонные характеристики на пикировании» [11, с. 33]. Здесь стóит пояснить, что в приведенной цитате сопоставлены нагрузки на мощность для малых и средних высот. На больших же высотах ситуация становилась прямо противоположной, поскольку мотор V-1650-3 обладал большей высотностью, чем, например, АШ-82ФН и тем более ВК-105ПФ2 (рис. 5 на стр. 268).

Отчасти этим и объясняется отмечаемое в иностранной печати превосходство «Мустанга» над всеми немецкими самолетами с поршневыми двигателями в скорости и маневренности на высотах более 6 км [5, т. 4, с. 145].

Боевая практика применения «Мустангов» вскрыла основные их недостатки. Одновременно выявились и главные направления развития

этого самолета. Одним из слабых мест P-51 оказался ограниченный обзор из-за развитого гаргрота фюзеляжа. Чтобы улучшить обзор, конструкторы изменили хвостовую часть фюзеляжа и поставили фонарь каплевидного типа, обеспечивавший летчику прекрасный обзор всей верхней полусферы. Помимо этого усилили вооружение: вместо четырех крупнокалиберных крыльевых пулеметов, как на P-51B и C, поставили шесть. Установили также менее высотный вариант мотора — V-1650-7, что должно было улучшить летные данные истребителя на средних высотах. Такие моторы уже ставили на последних сериях P-51B и C, так как опыт боевых действий указывал на желательность подобной замены. Так появилась самая известная и распространенная модификация истребителя — P-51D «Мустанг» IV. Некоторые летные характеристики опытных образцов P-51B и D приведены на рис. 3 и 4 (на стр. 269-270). Истребители P-51D в составе американских ВВС широко применялись на Тихом океане и в Европе. Основной их боевой задачей по-прежнему оставалось высотное эскортирование американских бомбардировщиков и бой с истребителями-перехватчиками противника.

«Мустанг» стал одним из самых многочисленных американских истребителей. Всего до окончания второй мировой войны промышленность выпустила 14 501 P-51 различных модификаций [12, с. 189].

P-47 «ТАНДЕРБОЛТ» (THUNDERBOLT)

По комплексу технических параметров P-47 был, наверное, самым необычным среди других серийных одномоторных истребителей периода второй мировой войны. Достаточно сказать, что взлетный вес его был почти вдвое больше, чем у типичных европейских истребителей, таких, например, как Ме-109, Ла-5, -7, «Спитфайр», Як-1, -7, -9. Самолет, проектировавшийся американской фирмой Рипаблик, рассчитывался под мотор воздушного охлаждения Пратт-Уитни R-2800 мощностью 2000 л. с. Опытный экземпляр истребителя (XP-47B) совершил первый полет 6 мая 1941 г. В марте 1942 г. первые серийные самолеты P-47B сошли с конвейера, а в ноябре 1942 г. стали поступать в Великобританию. Истребитель P-47 получил название «Тандерболт».

Вскоре вышла вторая модификация — P-47C, которая отличалась от первой в основном дополнительной подвеской подфюзеляжного топливного бака. На следующей и самой многочисленной модификации — P-47D



Истребитель «Тандерболт» P-47D-10

(их изготовлено 12 600) установили дополнительные держатели для подвески под крылом двух бомб, немного позже заменили винт, благодаря чему вертикальная скорость набора высоты возросла примерно на 2 м/с, увеличили запас топлива и применили впрыск воды в рабочую смесь мотора, что позволяло на короткое время (5 мин) увеличивать давление наддува, а следовательно, и мощность (на 235 — 300 л. с.) по сравнению с мощностью на боевом (военном) режиме. Такой режим работы мотора назывался чрезвычайным. С 1944 г. P-47D стали выпускать с фонарем каплевидного типа.

Вооружение «Тандерболта» состояло из шести пулеметов калибра 12,7 мм, несинхронных, расположенных в крыле и обеспечивавших большой вес залпа — 4,4 кгс/с. В перегрузочном варианте вооружение доводилось до восьми пулеметов. Стрельба могла вестись только залпом из всех стволов.

Несмотря на кажущуюся угловатость форм и сравнительно большой мидель фюзеляжа аэродинамика P-47 оказалась хорошей. Коэффициент лобового сопротивления «Тандерболта» на режиме максимальной скорости был ниже, чем у немецких самолетов Me-109G-4 и FW-190A.

Запас топлива в двух внутренних баках P-47 составлял 860 кг, а в подвесном — 442 кг. (Для сравнения: полная заправка двухмоторного бомбардировщика Пе-2 — 1100 кг.) Чтобы обеспечить «Тандерболту» скорость на уровне современных ему истребителей, конструктор Александр Картвелли пошел на значительное увеличение удельной нагрузки на крыло, которая достигала в нормальном варианте 213 кгс/м^2 против 150 —185 кгс/м^2 у большинства истребителей Великобритании, СССР и Германии. Иначе говоря, крыло имело минимально возможный размер. Форма крыла в плане была близка к эллиптической.

Главная техническая особенность «Тандерболта» заключалась в установке турбокомпрессора (ТК), обеспечивавшего большую высотность силовой установки. Благодаря ТК, работавшему как первая ступень нагнетателя, мощность мотора R-2800-63 на номинальном режиме 1625 л. с. сохранялась до высоты 8850 м, на боевом — 2000 л. с. до 8250 м, а на чрезвычайном — 2300 л. с. до 7620 м. Другие варианты моторов, такие, как R-2800-21 или -59, также стоявшие на «Тандерболтах», в основном отличались высотностью и мощностью чрезвычайного режима.

Турбокомпрессор на P-47 разместили в задней части фюзеляжа, что повлекло за собой установку длинных турбопроводов: воздушного туннеля к мотору, главного воздушного туннеля к радиатору, расположенному около ТК и охлаждавшему сжатый и нагретый до 700°С воздух, а также длинных выхлопных турбопроводов. Все это значительно утяжелило самолет: ТК весил 107 кгс, а вся установка — 385 кгс. Она была громоздкой и весьма уязвимой. Единственным, пожалуй, преимуществом хвостового размещения ТК было то, что выхлопные газы до поступления на турбину успевали остыть. Конструкторы, конечно, понимали невыгодность подобного размещения ТК. Но другого пути не было. В носовой части фюзеляжа, полностью занятой баками для горючего, разместить еще и ТК не представлялось возможным. Расположить же баки в крыле было также невозможно, так как там стояло оружие.

В СССР было поставлено около 200 самолетов P-47D различных серий. Два из них — P-47D-10RE — в 1944 г. проходили всесторонние испытания в НИИ ВВС и в ЛИИ (апрель — май). Советские авиационные специалисты, всесторонне изучив самолет, пришли к заключению, что по качеству производственного выполнения, технологической продуманности и эксплуатационной надежности «Тандерболт» стоит на уровне лучших современных ему самолетов. По своему поведению на

критических углах атаки во время выполнения маневров Р-47 выгодно отличался от большинства других истребителей. Вылет на этом самолете для летчика, ранее летавшего на отечественных истребителях, не представлял никаких затруднений. Однако все конструктивные и пилотажные достоинства Р-47 почти сводились на нет низкими летными данными, имеющими первостепенно важное значение в воздушном бою. Летные испытания показали, что на боевом режиме работы мотора на высотах более 8 км «Тандерболт» обладал высокой максимальной скоростью (см. табл. 3, рис. 2). Но из-за большой нагрузки на крыло и мощность, а также больших моментов инерции относительно продольной и поперечной осей маневренные качества истребителя снижались настолько, что его преимущество в скорости по сравнению с менее высотными и скоростными самолетами было очень трудно реализовать. На малых и средних высотах Р-47D по скорости уступал большинству современных ему серийных истребителей (Ла-5ФН, Як-9, Ме-109G, «Спитфайр» IX). Маневренные качества «Тандерболта» и его скороподъемность были на этих высотах столь низки, что не шли ни в какое сравнение с названными выше машинами.

Таким образом, как высотный истребитель сопровождения Р-47 представлял собой скорее «машину для устрашения», чем реальную силу, способную отражать атаки немецких истребителей. И действительно, как только появились высотные «Мустанги» (Р-51B, C и D), они полностью заменили Р-47 в роли высотных истребителей сопровождения. После этого основной задачей Р-47 стали действия по наземным целям (штурмовка, бомбометание, разрушение коммуникаций и т. п.). Как свидетельствует американская статистика, к концу второй мировой войны самолеты «Тандерболт» совершили в общей сложности 546 000 боевых вылетов, уничтожили или повредили 11 874 самолета противника, 9000 паровозов, 16 000 единиц других транспортных средств [13].

В советских ВВС «Тандерболт» не мог эффективно выполнять, по существу, ни одной из тактических задач, решаемых советскими истребителями. Примечательна оценка Р-47 летчиком-испытателем М. Л. Галлаем, летавшим на этом самолете во время его испытаний в ЛИИ: «...С первой минуты полета на самолете Р-47 «Тандерболт» помню, у меня возникло доминирующее ощущение: это — не истребитель! Устойчивый, удобный, с разумно скомпонованной, просторной кабиной, но — не истребитель. Он оказался вяловат на маневре, даже горизонтальном и, тем более, вертикальном. Медленно разгонялся. Явно ощущалась присущая самолету инертность. Словом, это была машина, на которой удобно и приятно летать по прямой. Для истребителя — маловато. В сочетании с характерным для всех американских истребителей того времени, кроме «Кобры», только пулеметным вооружением это не давало оснований ожидать от «Тандерболта» сколько-нибудь высокой боевой эффективности. Подтверждение содержит американская статистика: получается — один сбитый или поврежденный самолет противника на 46 боевых вылетов. Не очень густо...» [11, с. 34].

Надо отметить, что как истребитель-бомбардировщик и штурмовик Р-47 нашел широкое применение в американских ВВС. Правда, при таком использовании установка целого ряда агрегатов, обеспечивавших большую высотность силовой установки, являлась технически нецелесообразной и, помимо всего прочего, сильно увеличивала стоимость истребителя. Действительно, «Тандерболт» был самым дорогим из американских одномоторных истребителей. Его постройка обходилась в 83 000 долларов, в то время как «Мустанг» стоил 51 000, Р-39 — 50 700, а Р-40 — 44 900 долларов [12, с. 190]. Но несмотря на сравнительно высокую стоимость Р-47

оказался самым массовым американским истребителем — за время войны было построено 15 485 машин [12, с. 189].

Завершая рассмотрение иностранных истребителей периода второй мировой войны, имеет смысл сравнить лучшие их образцы с советскими истребителями того же времени выпуска. Для такого сравнения выбраны американские истребители Р-51В и D, английский «Спитфайр» XIV и советские Ла-7 и Як-3. Эти истребители были созданы в 1943 г. и начале 1944 г., строились серийно и поступали на вооружение военно-воздушных сил стран антигитлеровской коалиции на завершающем этапе второй мировой войны. Они создавались с учетом богатейшего боевого опыта, уже накопленного каждой из воюющих стран. Одновременно в этих самолетах воплотились последние достижения авиационной науки и техники.

Первое, что необходимо иметь в виду при сравнении американских, английских и советских истребителей, это те условия боевого применения, под которые они создавались. Ранее уже отмечалось, что при наличии протяженной линии фронта, где главной силой вооруженной борьбы являются наземные войска, от авиации требовались сравнительно небольшие высоты полета. Опыт воздушной войны на советско-германском фронте показал, что бои ведутся на высотах до 4,5 — 5 км. В то же время английские и американские истребители отличались большей высотностью, поскольку характер действий, на который они рассчитывались, был совсем иной. Кроме того, американские машины обладали большей дальностью полета, необходимой для сопровождения своих высотных тяжелых бомбардировщиков, и поэтому были несколько больше и значительно тяжелее, чем английские «Спитфайры» и советские истребители. Таким образом, поскольку английские, американские и советские истребители оптимизировались под разные условия боевого применения, то вопрос о том, какой из них наиболее эффективен, в какой-то мере теряет смысл. Действительно, показательные воздушные «бои» Як-3 со «Спитфайром» и Як-9ДД, проводившиеся на малых высотах на глазах у наблюдавших зрителей, продемонстрировали превосходство советской техники. Но в то же время советские самолеты не могли столь эффективно, как их оппоненты в этих «боях», осуществлять перехват высотных целей и вести бой на большой высоте, а также сопровождать на значительное расстояние бомбардировщики, летящие на высотах 7 — 8,5 км. Поэтому сравнивать целесообразно лишь технические решения и особенности этих самолетов.

По своей конструкции советские истребители были намного проще и дешевле, чем английские и особенно американские. Дефицитные материалы в них применялись в очень ограниченном объеме. Благодаря такому подходу СССР удалось обеспечить высокий темп выпуска самолетов в условиях жесточайших материальных ограничений и недостатка квалифицированной рабочей силы. Тем не менее по уровню весового и аэродинамического совершенства советские истребители практически не отличались от английских и американских. Они имели хорошо обтекаемые формы, хорошо отработанную аэродинамику охлаждающих устройств.

Особо следует остановиться на вопросе использования ламинарного крыла. Надо сказать, что среди специалистов нет единодушия по поводу целесообразности его применения на истребителях того времени. В этой неоднозначной проблеме были свои «за» и «против». Если перед войной на ламинарные крылья возлагали большие надежды, то опыт работы с «Мустангом» сильно уменьшил первоначальный оптимизм. Оказалось, что в условиях реальной эксплуатации такое крыло дает не столь много, как рассчитывали. Причина заключалась в том, что из-за ше-

роховатости, появлявшейся при нанесении защитной окраски на самолет, и даже небольшой неточности в профилировке, неизбежно возникавшей в серийном производстве (небольшая волнообразность тонкой металлической обшивки), эффект ламинаризации на Р-51 сильно снижался [15]. По несущим свойствам ламинарные профили уступали обычным, что вызывало определенные трудности в обеспечении хороших маневренных и взлетно-посадочных свойств. Правда, ламинарные профили имели лучшие скоростные свойства — при равной относительной толщине волновой кризис на них наступал позже, чем на профилях обычного типа. С этим уже тогда приходилось считаться, поскольку в пикировании, особенно на больших высотах, где скорость звука существенно меньше, чем у земли, самолеты стали достигать скоростей, при которых начинали уже проявляться эффекты, связанные с сжимаемостью воздуха. Раньше всего волновой кризис наступал на крыле, вызывая сильную перестройку течения. При достижении критической скорости на верхней поверхности крыла возникают скачки уплотнения, за которыми начинаются срывные течения, вызывающие тряску самолета (скоростной бафтинг), и, что самое неприятное, резко изменяются характеристики устойчивости и управляемости. Самолет все сильнее затягивало в пикирование, а у летчика не хватало физических сил для вывода его в горизонтальный полет. Вспоминает американский боевой летчик У. Бриджмен, впоследствии ставший известным испытателем: «...На прошлой неделе я на своем «Мустанге» «пикнул» на Ме-109... Управление заклинилось, и самолет затрясся, словно пневматический молоток. Я никак не мог вывести его из пике. Всего в трехстах метрах от земли я с трудом выровнял машину...» [16]. Повысить критическую скорость можно было либо применяя более скоростные профили, в частности ламинарные, либо уменьшая относительную толщину профиля, мирясь при этом с неизбежным увеличением веса конструкции. Очевидно, эти мероприятия можно было и совместить. Интересно, что благодаря заметно меньшей относительной толщине профилей, волновой кризис на крыле «Спитфайра» возникал на большей скорости, чем на «Мустанге» [17]. На сравнительно небольших высотах, где воевали советские истребители, волновые явления не проявлялись.

Основные летные данные истребителей, выбранные для сопоставления (максимальная скорость, скороподъемность, дальность полета), являются первостепенно важными показателями боеспособности. Данные советских истребителей взяты по результатам их государственных испытаний в НИИ ВВС, а данные иностранных машин — по наиболее полным литературным источникам. В иностранной печати значения максимальной скорости полета и скороподъемности самолетов за очень редким исключением приводятся дискретно, то есть только для небольшого числа высот, и, как правило, соответствуют предельным форсажным режимам работы моторов. Функциональные зависимости летных качеств иностранных истребителей построены по опубликованным данным (см. рис. 3 и 4) с учетом высотных характеристик их моторов (см. рис. 5).

Обращает на себя внимание тот факт, что, несмотря на то что характеристики советских самолетов получены на номинальном режиме работы моторов (только у Ла-7 режим 10-минутного взлетного форсажа с учетом скоростного наддува сохранялся примерно до высоты 2,2 км), а характеристики иностранных истребителей — на относительно кратковременных режимах повышенной мощности, по скоростным качествам на малых и средних высотах самолеты отличались незначительно (см. рис. 3). По скороподъемности же американские Р-51В и D значительно уступали

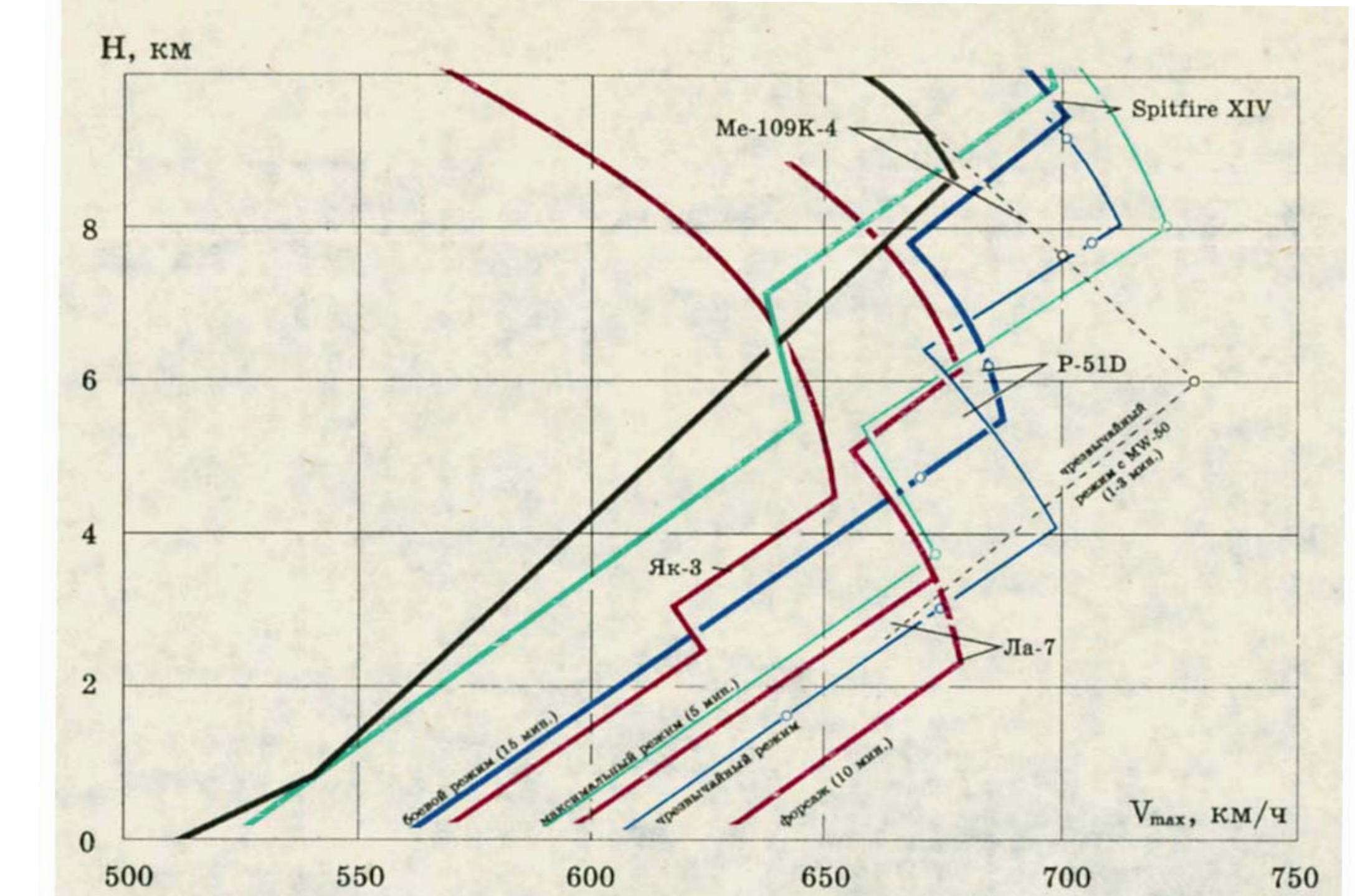


Рис. 3. Высотно-скоростные характеристики лучших истребителей периода второй мировой войны

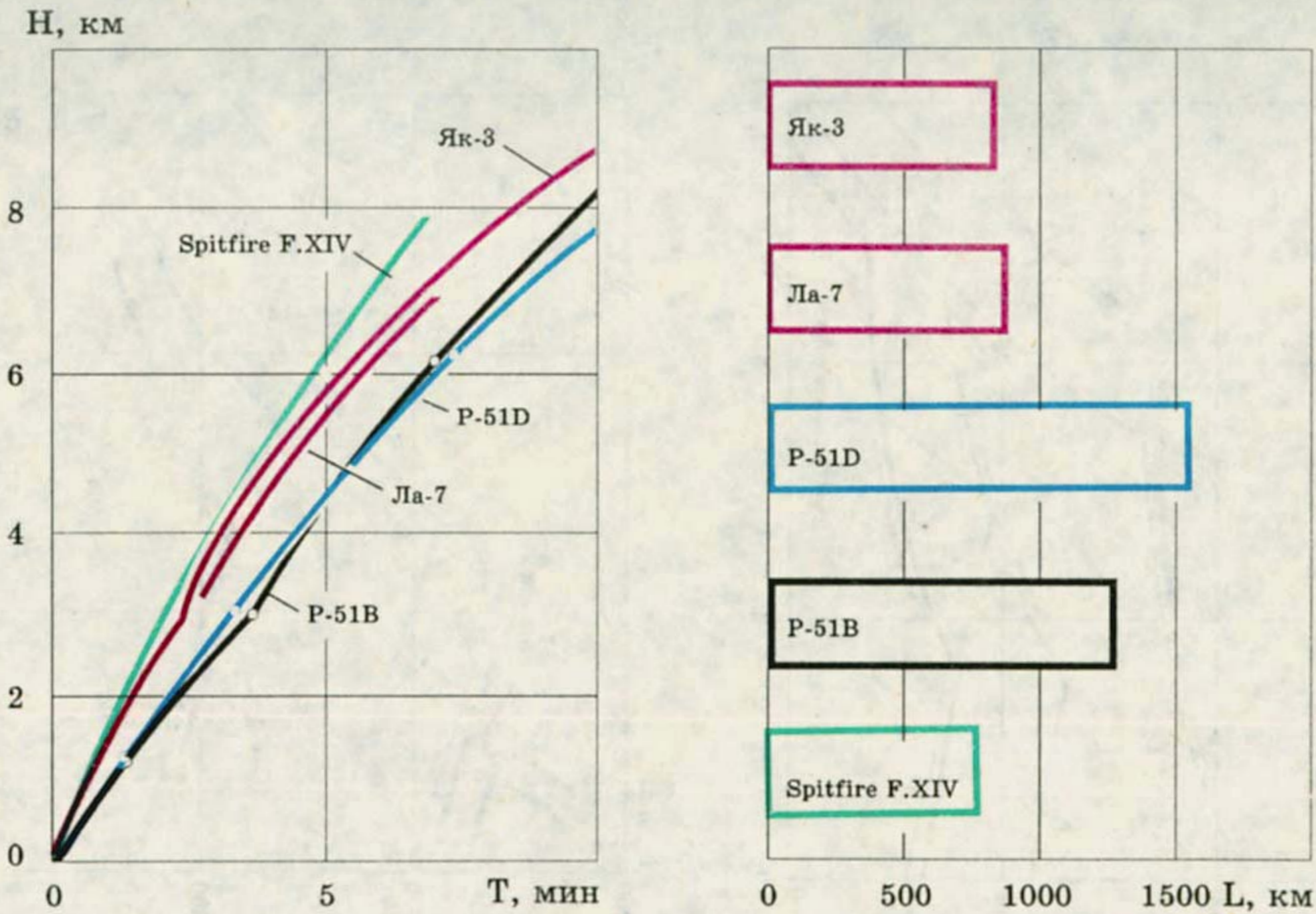
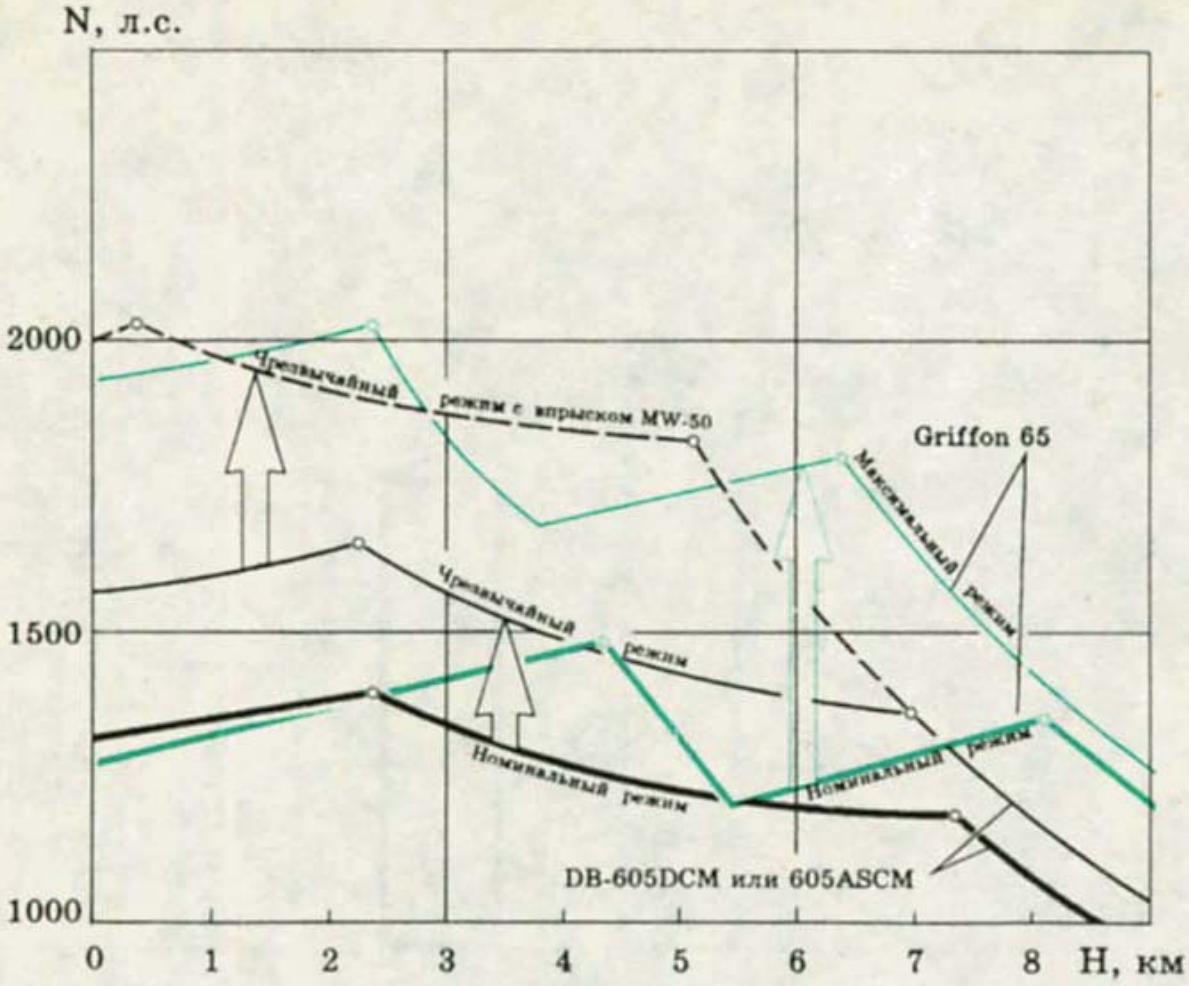


Рис. 4. Характеристики скороподъемности и дальности полета лучших истребителей периода второй мировой войны. (Характеристики скороподъемности получены с использованием чрезвычайных режимов работы моторов, характеристики дальности — с запасом топлива во внутренних баках)



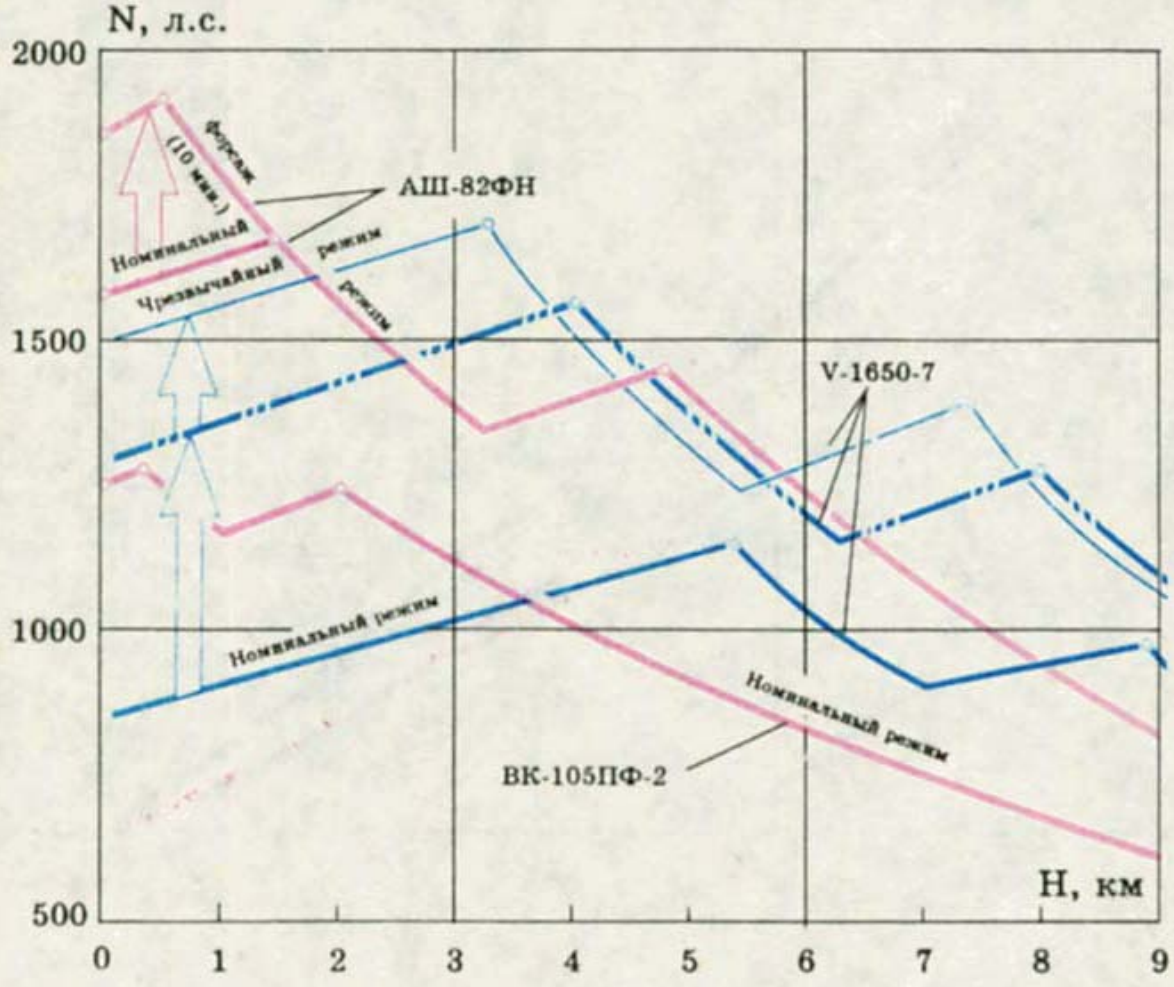


Рис. 5. Высотные характеристики моторов

Ла-7 и Як-3 (см. рис. 4). То же можно сказать и о приемистости. Важным фактором в повышении летных данных иностранных истребителей являлось то, что их моторы имели более широкую номенклатуру форсажных режимов, позволявших в течение некоторого времени снимать большую мощность (см. рис. 5). В бою летчик «Спитфайра» или «Мустанга» мог какое-то время использовать кроме номинального либо боевой, либо чрезвычайный режим. Конечно, чрезвычайный режим (иногда его называли максимальным) использовался только в самых крайних случаях, поскольку время работы мотора на таком предельно напряженном режиме обычно ограничивалось 1 — 5 мин. Основным режимом работы мотора в воздушном бою стал боевой режим. И хотя мощность мотора на этом режиме была меньше, чем на чрезвычайном, и летные данные самолета оказывались ниже, но зато летчик мог не опасаться разрушения мотора. Боевой режим приобрел для истребителей исключительное значение как основной режим боевого применения мотора, определявший результат воздушного боя. Моторы советских истребителей не имели режимов повышенной мощности на высоте. Но даже в этих условиях по скоростным качествам до высоты 5 — 7 км они не уступали истребителям союзников, а по скороподъемности были лучше, что достигалось только благодаря хорошо отработанной аэродинамике и высокой весовой культуре проектирования.

Советские и иностранные истребители существенно отличались расположением бортового оружия и его мощью. Центральное расположение оружия, характерное для советских самолетов, обеспечивало почти на всех дистанциях боя бóльшую кучность огня, чем при крыльевой установке, свойственной американским и английским самолетам. И это несмотря на то, что из-за необходимости синхронизации стрельбы через винт скорострельность оружия у советских самолетов снижалась. Чтобы увеличить кучность огня и его эффективность, англичане и американцы вынуждены были усиливать вооружение, что вело к увеличению не только веса самолета, но и момента инерции относительно продольной оси. Из-за этого замедлялась реакция самолета по крену на действия летчика. Нельзя не отметить, что несмотря на большой вес залпа по эффективности огня P-51B и D, имевшие только пулеметное вооружение, уступали Ла-7, Як-3 и «Спитфайру», на которых стояли авиационные пушки.

Из сказанного выше следует, что каждый из сравниваемых истребителей имел свои достоинства, наиболее ярко проявлявшиеся в боевых действиях такого характера, на который они были рассчитаны. Можно также заключить, что во многом высокие летные данные P-51B, D и «Спитфайров» достигались благодаря отличным характеристикам стоявших на них моторов Роллс-Ройс, «Мерлин» и «Гриффон».

БОМБАРДИРОВЩИКИ

Положение с бомбардировщиками, состоявшими на вооружении советских ВВС и выпускавшимися авиационной промышленностью в начале Великой Отечественной войны, было сложным. В частях находилось значительное число устаревших самолетов СБ и ТБ-3. Только к маю 1941 г. сформировали первый полк на пикировщиках Пе-2. Другой новый бомбардировщик — будущий Ту-2 — еще проходил испытания. Производство нового дальнего бомбардировщика Ер-2 только начиналось, а основной бомбардировщик дальней авиации ДБ-3 уже устаревал, его опытный образец летал еще в 1936 г. Темп выпуска тяжелых ТБ-7 был очень низким, да и строить их стали поздно. Пер-

вое и оставшееся единственным боевое соединение, имевшее на вооружении ТБ-7, сформировали только летом 1941 г.

В то же время у союзников, прежде всего у США, имелись большие возможности по выпуску бомбардировщиков. Поэтому с самого начала войны правительство СССР вело переговоры о поставке по ленд-лизу бомбардировщиков, в том числе и тяжелых. В общей сложности за время войны из США поставили 3633 бомбардировщика, из которых подавляющее большинство составляли двухмоторные DB-7 (A-20) «Бостон» и B-25 «Митчелл».

DB-7 «БОСТОН» (BOSTON)

Этот бомбардировщик-штурмовик был разработан фирмой Дуглас на основе проекта фирмы Нортроп. Серийное производство самолета развернулось в августе 1939 г. Он имел фирменный индекс DB-7, а в ВВС США его обозначили A-20. После поражения Франции, куда успели отправить около ста DB-7, часть заказанных ею самолетов была передана Великобритании, где они получили название «Бостон», принятое позже и в СССР.

DB-7 представлял собой цельнометаллический среднеплан с трехколесным шасси и двумя двигателями воздушного охлаждения Райт «Циклон». Экипаж — 4 человека: летчик, штурман и два стрелка. Самолет обладал хорошим пилотажно-навигационным оборудованием, что облегчало выполнение боевых задач. В СССР первые «Бостоны» стали поступать в 1942 г. Испытания DB-7B в НИИ ВВС показали, что этот

Таблица 4

Характеристики		DB-7B «Бостон»	B-25C «Митчелл»	«Москито» IV
Дата испытаний		Июль 1942	Июнь 1942	Май 1944
Экипаж, чел.		4	5	2
Моторы		R-2600-A5B	R-2600-13	«Мерлин» 21
Взлетная мощность, л. с.		2 × 1600	2 × 1700	2 × 1280
Взлетный вес, кгс нормальный максимальный		9705 9905	12 900 13 500	9300 —
Площадь крыла, м^2		43,14	56,68	40,37
Максимальная скорость, км/ч	у земли	467	430	467* 503**
	на высоте, м	530/4500	490/5000	565/5950 580**/4250
Практический потолок, м		8800	7500	9000
Дальность полета с нормальной бомбовой нагрузкой, км при взлетном весе, кг		1380 9905	2170 12 900	2330 9300
Бомбовая нагрузка, кг: нормальная максимальная		450 900	1400 2000	900 —
Бортовое вооружение (пулеметы): число стволов × калибр		7 × 7,7	1 × 7,62 4 × 12,7	—

* По оценкам испытателей, максимальная скорость нового самолета должна быть примерно на 10 км/ч больше на всех высотах. Испытывавшийся самолет до этого уже находился в эксплуатации.

** На пятиминутном боевом режиме работы моторов.

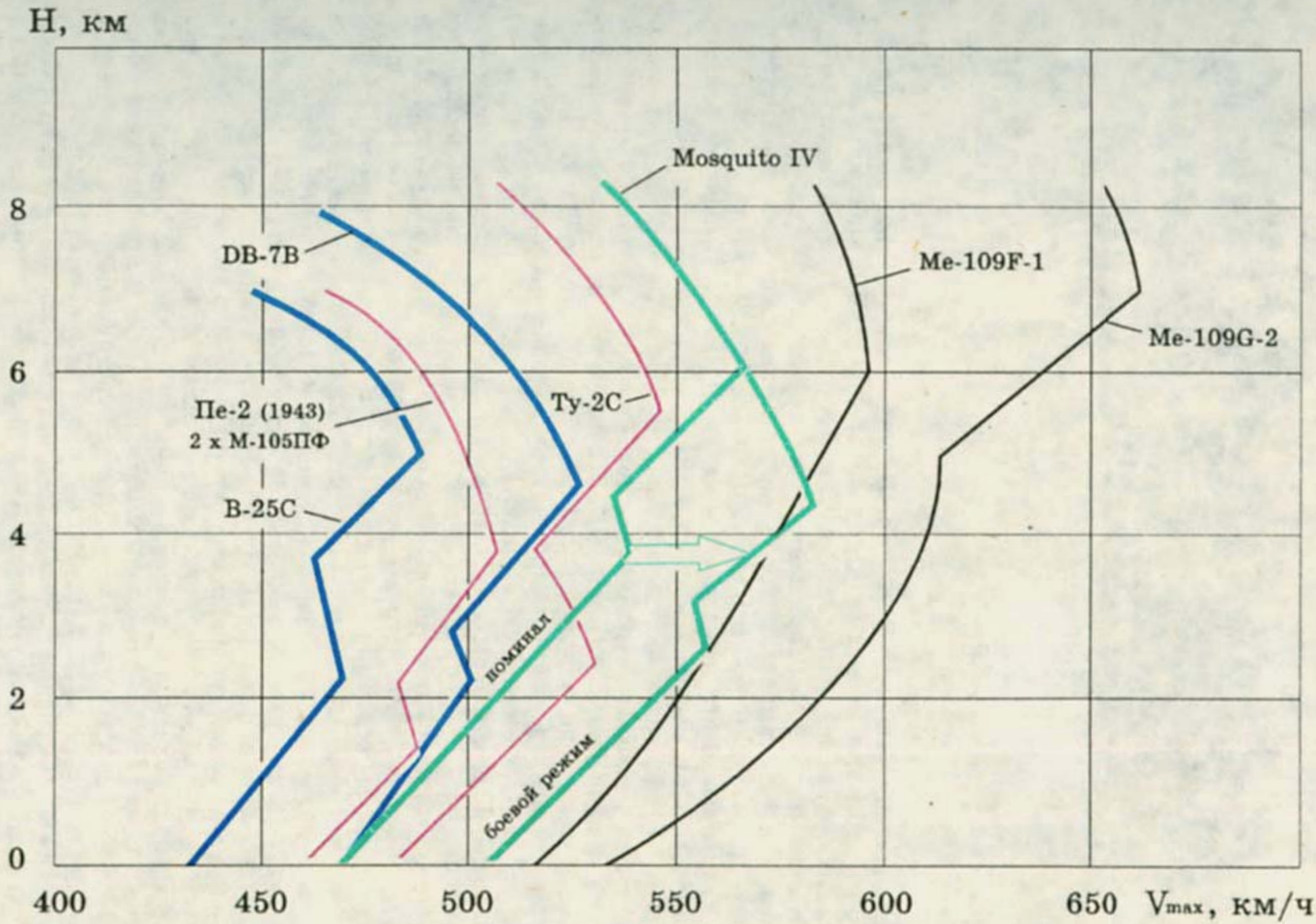


Рис. 6. Высотно-скоростные характеристики бомбардировщиков союзников в сравнении с характеристиками советских бомбардировщиков и немецких истребителей



Бомбардировщик «Бостон» DB-7B

бомбардировщик может быть принят на вооружение. Он обладал хорошими летными данными (табл. 4, рис. 6) и был прост в пилотировании. Вооружение самолета вначале состояло из семи малокалиберных пулеметов: шести «Браунингов» и одного «Виккерса» в люковой установке, а на самолетах более поздних выпусков два пулемета из четырех, расположенных неподвижно по бортам носовой части фюзеляжа, заменялись крупнокалиберными (12,7 мм). У стрелков остались пулеметы малого калибра, что для 1943 г. оказалось явно недостаточным. Чтобы повысить обороноспособность бомбардировщика, на одном из советских заводов переоборудовали стрелковую установку радиста под крупнокалиберный пулемет УБ. Кроме того, переделали бомбодержатели, что позволило загружать 1200 кг бомб вместо 900 кг. В целом же как фронтовой бомбардировщик «Бостон» отвечал требованиям войны на советско-германском фронте.

Дважды Герой Советского Союза В. С. Ефремов, воевавший с начала войны на СБ, а с весны 1943 г. на «Бостоне», так оценивал его: «...Машина оказалась простой в управлении, маневренной, обладала скоростью до пятисот километров в час, свободно шла на одном моторе... Ночью приборы освещались мягким синим светом лампочек «руфо». Эти лампочки не давали ни отблесков, ни зайчиков, ни бликов, которые так раздражали летчика в ночных полетах. Кабина отличалась простором, в ней было размещено множество приборов. Все здесь позволяло свободно управлять машиной. Над спинкой сиденья возвышался стальной наголовник, защищавший летчика от пуль и осколков...» [18]. Известен и отзыв Героя Советского Союза Л. В. Жолудева: «Летом 1942 г. в полку появился американский двухмоторный бомбардировщик «Бостон». С первого знакомства заморский самолет произвел впечатление. Удобное шасси с носовым колесом... резиновые антиобледенители фирмы Гудрич на передних кромках плоскостей, комфортабельная утепленная кабина. Особенно хороша была отделка кабины... ультрафиолетовая подсветка приборов... Радиокомпас и авиагоризонт тоже понравились... Выяснилось, что в управлении машина очень проста, особенно на посадке, скорость развивала примерно такую же, как Пе-2. Но когда командир полка И. С. Полбин опробовал «Бостон» на пикировании, то едва посадил его с поврежденным хвостовым оперением. Запас прочности у бомбардировщика оказался смехотворно малым, чуть ли не таким, как

у наших транспортных самолетов. Вот почему на совещании у командира полка мы почти единогласно высказались против «Бостона» в пользу Пе-2» [19]*. В этом проявилась характерная особенность, присущая некоторым образцам американской техники, — удобство, даже роскошь, хотя и в важных, но все же не основных свойствах машины, и порой явный дефицит необходимого, который, если была возможность, приходилось преодолевать доделками и усовершенствованиями уже в строю.

В советских ВВС «Бостоны» довольно часто использовались в качестве разведчиков. В качестве штурмовиков они применялись редко и лишь там, где не было сильного огневого противодействия. Поставлялись в СССР и самолеты A-20G, на которых вместо кабины штурмана была установлена батарея из шести крупнокалиберных пулеметов, но и они использовались главным образом как бомбардировщики, так как из-за недостаточного бронирования эффективно применять их в качестве штурмовиков было трудно, хотя по своему стрелковому и бомбовому вооружению они вполне подходили для этой цели. Иногда «Бостоны» использовали для охраны объектов во время ночного патрулирования и для торпедных атак.

На советско-германском фронте «Бостон» проявил себя вполне положительно и как бомбардировщик, и как торпедоносец. На других театрах военных действий этот самолет активно применялся союзными державами до конца второй мировой войны.

Всего было построено 7097 самолетов «Бостон» [20].

B-25 «МИТЧЕЛЛ» (MITCHELL)

Прототип этого самолета — опытная машина NA-40 — создавался по конкурсу 1938 г. на штурмовик-бомбардировщик, победу в котором одержала фирма Дуглас со своим «Бостоном». После неудачи фирма Норт-Американ подвергла значительным изменениям проект своего самолета, в результате чего появился практически новый средний бомбардировщик NA-62, получивший в серии с 1940 г. обозначение B-25. Он стал «партнером» своего соперника в американских поставках по ленд-лизу.

Самолет B-25 представлял собой цельнометаллическую конструкцию с двумя моторами воздушного охлаждения Райт «Циклон». Он имел трехколесное шасси с носовым колесом и разнесенное двухкилевое оперение.

Первые B-25 поставлялись в СССР через Иран, куда в марте 1942 г. летчики американской гражданской компании «Пан Американ Эруэйз» перегнали первые 72 машины. Всего же за время войны в Советский Союз было отправлено примерно 860 самолетов B-25.

После испытаний в НИИ ВВС в июне 1942 г. одной из первых модификаций «Митчелла» — B-25B, а затем и C (см. табл. 4, рис. 6) бомбардировщик был признан годным для использования в дальней авиации. Название «Митчелл», данное самолету за рубежом, в советских ВВС практически не применялось. В СССР поставлялись модификации B-25B, C, D и J. Развитие самолета шло главным образом в направлении увеличения числа стрелковых точек и калибра бортового оружия, увеличения запаса горючего. Бомбовая нагрузка доходила до 3000 кг, а вооружение — до 12 крупнокалиберных пулеметов. Большое число стрелкового ору-

* Здесь надо иметь в виду, что «Бостон» и не рассчитывался на бомбометание с пикирования.



Бомбардировщик В-25

жия приближало В-25 к «Летающей крепости» — тяжелому американскому бомбардировщику В-17. Например, на В-25J все пулеметы были калибра 12,7 мм: четыре неподвижных бортовых у летчика, один неподвижный у штурмана, один подвижный у штурмана, два в верхней башне «Бендикс», два бортовых подвижных, два в кормовой башне «Белл». Допускалась внутренняя подвеска бомб калибра до 500 кг.

Бомбардировщик В-25 имел определенные преимущества перед стоявшими на вооружении отечественными Ил-4. К достоинствам В-25 следует отнести прежде всего хорошие пилотажные качества, автопилот, флюгерные винты. Управляли самолетом два летчика — правый и левый. Прекрасное радионавигационное оборудование позволяло выполнять длительный полет в облаках, не требуя от летчика и штурмана предельного напряжения сил. Правда, меньшая, чем у Ил-4, высотность все же делала В-25 более зависимым от метеорологических условий. Если Ил-4 мог, двигаясь к цели, лететь выше грозовой и фронтальной облачности, то экипажи В-25 вынуждены были искать обходные маршруты. Кроме того, по дальности полета Ил-4 существенно превосходил В-25, но к концу войны это уже не имело большого значения, поскольку линия фронта вплотную подошла к территории Германии.

В СССР бомбардировщиков В-25 было поставлено сравнительно немного, да и воевать они начали поздно. Но все же свою роль в разгроме Германии они сыграли. Советские летчики совершили на В-25 немало боевых вылетов и внесли много ценного в тактику действий дальней авиации. Так, например, 15-я гвардейская бомбардировочная авиационная Гомельская дивизия начиная с осени 1944 г., базируясь вначале на юге Румынии, а затем в районе Белграда и южнее Будапешта, выполняла на В-25 боевые задачи в интересах Второго и Третьего Украинского фронтов и частей Народно-освободительной армии Югославии. Объектами ее ударов в этот период очень часто являлись железнодорожные узлы в Югославии, Венгрии, Чехословакии, Австрии. Удары по ним наносились преимущественно ночью [21]. В-25 широко использовался союзниками на всех театрах военных действий. Всего было построено 9816 самолетов [22].

Из Англии в СССР в период войны поступило немногим более 20 двухмоторных бомбардировщиков «Хэмпден». Эти машины оказались недостаточно боеспособны и не пользовались у летчиков популярностью. «Хэмпден» был сложным в управлении, имел слабую огневую защиту,

плохую маневренность и малую скорость. Летчики безоговорочно отдавали предпочтение советским Ил-4 и американским «Бостонам» [23]. Какой-либо заметной роли бомбардировщики «Хэмпден» на советско-германском фронте не сыграли. О них можно сказать так же, как и о «Харрикейне»: лучше, чем ничего.

«МОСКИТО» (MOSQUITO)

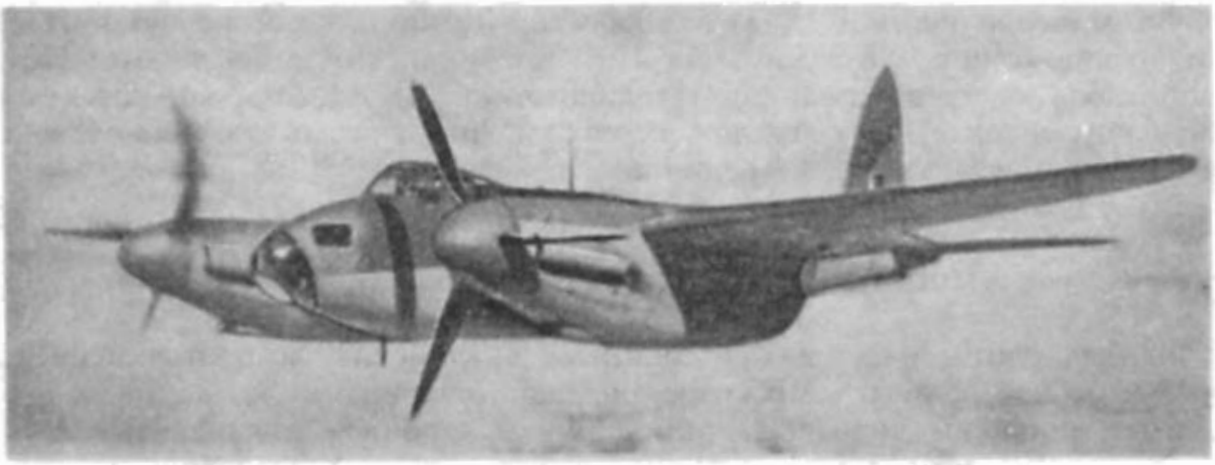
Он был одним из самых знаменитых английских самолетов периода второй мировой войны. «Москито» обладал отличными летными данными, имел широкий диапазон применения и строился в вариантах бомбардировщика, истребителя и разведчика. Использовался он для транспортных и других целей. В специальной иностранной литературе тех лет его так и называли — боевой самолет с высокими характеристиками.

«Москито» стал первым военным объектом крупносерийного производства, разработанного фирмой Де Хэвилленд, с 1918 г., то есть со времен постройки легкого бомбардировщика DH-9 и тяжелого DH-10. Фирменное обозначение «Москито» — DH-98. Его проектирование началось в первые недели войны, осенью 1939 г., по инициативе самой фирмы. В декабре того же года последовало разрешение министерства авиации на разработку конструкции самолета в варианте бомбардировщика, а в начале 1940 г. был дан заказ на малую опытную серию.

Первый полет опытного бомбардировщика «Москито» I был совершен 25 ноября 1940 г., а истребителя «Москито» II, который разрабатывался почти одновременно — 15 мая 1941 г. В начале 1942 г. проводились фронтовые испытания нового бомбардировщика, и только летом 1942 г. первые серийные машины поступили в строевые части.

Бомбардировщик «Москито» интересен, в первую очередь, необычным для того времени способом решения боевых задач. В то время как все современные ему двухмоторные бомбардировщики имели оборонительное вооружение, состоявшее, как правило, из подвижных и неподвижных пулеметных установок, «Москито» не имел их вовсе. Но одновременно он обладал скоростными качествами, близкими к истребителям 1940 — 1942 гг. Расчет создателей «Москито» основывался на внезапности воздушных атак и трудностях перехвата бомбардировщика немецкими истребителями. Скорость полета считалась не только эффективным средством нападения, но и активным средством обороны. Следуя такому тактическому расчету, конструкторы отказались от установки тяжелых турелей и тем самым получили выигрыш в весе и аэродинамических характеристиках DH-98. Конечно, такой взгляд на тактику использования бомбардировщиков в начале второй мировой войны не выглядел бесспорным, так как на практике эта тактика не использовалась. (Исключение, хотя и с рядом оговорок, составлял советский СБ, который в ходе войны в Испании и Китае некоторое время мог самостоятельно выполнять боевые задачи, имея превосходство в скорости перед истребителями противника. Правда, СБ все же имел оборонительное вооружение.) Словом, новая тактика требовала проверки в боевых условиях, и только в случае успеха самолет получал право на жизнь. Видимо, по этой причине массовый ввод «Москито» в строй проходил медленнее, чем обычно в те годы.

Боевая работа «Москито» рассеяла все сомнения. Действия этого бомбардировщика отличались большой эффективностью и сопровождались малыми потерями. Так, за период с 1 мая по 31 октября 1943 г. потери составили всего 11 машин на 1000 самолето-вылетов [24].



Бомбардировщик «Москито» IV

«Москито» широко и успешно использовались для дневных и ночных налетов на территорию Германии и захваченных ею стран. Как правило, бомбардировка выполнялась с бреющего полета (до 30 м) и отличалась высокой точностью. Эти бомбардировщики внезапно появлялись над целью, атаковали ее и быстро уходили. Так, группа «Москито» 25 сентября 1942 г. днем совершила налет с бреющего полета на квартал гестапо в оккупированном Осло. Это была первая крупная операция нового английского бомбардировщика; второй операцией стал дневной налет на Берлин 30 января 1943 г. Противодействовать такой тактике «Москито» немцам было трудно, так как на небольших высотах скорость горизонтального полета этого бомбардировщика мало отличалась от скорости истребителей Ме-109 (см. рис. 6), а когда он разгонялся на снижении, перехватить его было практически невозможно.

Успешное начало боевых действий «Москито» способствовало расширению его производства. Наиболее массовым вариантом этого самолета стал дневной бомбардировщик «Москито» IV, бомбовая нагрузка которого поначалу составляла 454 кгс, но уже со второй серии она была увеличена до 900 кгс. Важным обстоятельством было то, что все бомбы располагались только на внутренней подвеске, что сохраняло хорошую аэродинамику самолета даже при полной его загрузке.

«Москито» имел хорошие характеристики управляемости. В горизонтальном полете он отзывался на управление почти так же легко, как одномоторные самолеты. С полной нагрузкой при остановке одного мотора и переводе лопастей остановившегося винта во флюгерное положение он мог набирать высоту без дачи полного газа и держаться на прямом курсе без усилий летчика.

В 1944 г. один экземпляр «Москито» IV поступил в СССР и в мае того же года проходил летные испытания в ЛИИ. Основные результаты испытаний сведены в табл. 4 и представлены на рис. 6.

Достижению высоких летных характеристик «Москито» наряду с отличными аэродинамическими свойствами способствовал рациональный подбор двигателя. Моторы Роллс-Ройс «Мерлин» 21 или 23 (развитие «Мерлина» XX) имели пятиминутный боевой режим работы, что на небольших высотах повышало скорость бомбардировщика примерно на 40 км/ч. Впоследствии на самолет стали устанавливать высотные моторы «Мерлин» 72 или 73, а затем 76 или 77, которые оборудовались двухскоростными двухступенчатыми нагнетателями. С моторами «Мерлин» 76 или 77 скорость бомбардировщика «Москито» XVI по данным иностран-

ной печати достигала 668 км/ч на высоте 8530 м и 644 км/ч на высоте 4570 м (на максимальном режиме работы моторов). Такие скорости позволяли «Москито» XVI практически безнаказанно выполнять свои боевые операции. Можно, правда, отметить, что точность бомбометания с большой высоты при прочих равных условиях заметно ниже, чем с малой.

Еще одной отличительной особенностью «Москито» была его цельнодеревянная конструкция, в то время как конструкции почти всех других современных ему двухмоторных бомбардировщиков были цельнометаллическими. Деревянная конструкция «Москито» в значительной мере являлась развитием конструкций ранее выпущенных фирмой самолетов «Комета» (1934 г.) и «Альбатрос» (1937 г.). Рассчитывали, что производство «Москито» будет налажено не только в Англии, но и в богатой деревом Канаде. Так оно и получилось. В середине 1944 г. в Канаде темп выпуска их составил 52 самолета в месяц. Всего же был построен 7781 самолет «Москито», бóльшую часть которых составляли бомбардировщики.

Конечно, применение дерева вместо металла в силовых элементах вело к увеличению веса конструкции. С другой стороны, широкое применение дерева ускоряло процесс производства и создание различных модификаций, обеспечивалось использование менее дефицитного сырья и вовлечение в серийное производство самолетов деревообработчиков неавиационных специальностей. Кроме того, улучшалась аэродинамика самолета за счет улучшения качества внешней поверхности, облегчался полевой ремонт и повышалась живучесть машины за счет бóльших размеров сечений работающих элементов деревянной конструкции и менее тяжелого характера повреждений. (Уместно вспомнить, что советский цельнодеревянный истребитель ЛаГГ-3 обладал высокой живучестью.) Важным обстоятельством было и то, что благодаря цельнодеревянной конструкции «Москито» оставался практически невидимым для радиолокационных станций того времени.

Таким образом, фирме удалось создать незаурядную боевую машину, которая очень хорошо подходила для выполнения определенного вида операций на Западном театре военных действий. Очень важным обстоятельством, можно сказать, определившим успех «Москито», был выбор специальной тактики его использования. Эти бомбардировщики применялись главным образом для нанесения внезапных ударов по небольшим целям. «Москито» почти не применяли, например, для нанесения массированных бомбовых ударов большими группами самолетов. Трудно сказать, насколько тактика «Москито» была бы эффективна на советско-германском фронте с очень высокой насыщенностью средствами ПВО во фронтовой зоне, где, собственно, и должен был бы действовать такой самолет. Да и противодействие истребителей было выше, чем на Западе. Во всяком случае, можно только отметить, что, как показал советский опыт, на Восточном фронте эффективность действия фронтовых бомбардировщиков в меньшей степени зависела от скорости, но в большей от максимальной бомбовой нагрузки, обороноспособности самолета и точности бомбометания.

B-17, B-24

Заметное место в боевых действиях авиации союзников занимали тяжелые дальние бомбардировщики. Резкая активизация действий соединений самолетов этого класса произошла после вступления в войну США, которые располагали большими потенциальными возможностями

для крупносерийного выпуска тяжелых дальних бомбардировщиков, основными из которых стали Боинг B-17 «Летающая крепость» (Flying Fortress) и Консолидейтед B-24 «Либерейтор» (Liberator). Промышленность США интенсивно наращивала их выпуск и смогла обеспечить большой потенциал своей бомбардировочной авиации. Производство B-17 и B-24 завершилось соответственно в апреле и мае 1945 г. Всего было построено 12 677 экземпляров B-17 и 18 188 B-24 [12, с. 189].

В Англии выпускалось несколько типов тяжелых бомбардировщиков. Среди них Авро «Ланкастер», Шорт «Стирлинг», Хендли Пейдж «Галифакс». Все эти самолеты представляли собой четырехмоторные машины цельнометаллической конструкции, предназначенные для нанесения мощных бомбовых ударов по тылам противника. Но между английскими и американскими машинами было одно принципиальное отличие, определившее разный характер их боевых действий и эффективность бомбовых ударов. Это различие заключалось в высотности. Армады тяжело нагруженных B-17 и B-24 в сопровождении истребителей могли действовать (и действовали) днем с высот 7,5 — 8,5 км, что существенно затрудняло их перехват истребителями противника и намного уменьшало вероятность поражения зенитным огнем. Эффективность бомбометания с таких высот обеспечивалась хорошим аппаратурным оснащением и большим числом самолетов. Работать в таком тактическом ключе английские самолеты не могли, так как обладали существенно меньшей высотностью и потолком. В целом это были добротные самолеты, имевшие лишь два крупных недостатка: сравнительно небольшую высоту полета и слабую обороноспособность. Из-за этих недостатков английские самолеты вынуждены были совершать боевые вылеты только ночью, что снижало точность бомбометания. Дневные же полеты сопровождались крупными потерями. Так, из 12 «Ланкастеров», которые в апреле 1942 г. наносили удар по моторостроительному заводу в Аугсбурге, на базы вернулись только пять.

Соединенные Штаты оказались в период второй мировой войны единственной страной, где удалось наладить массовое производство надежных турбокомпрессоров, что, собственно, и обеспечило бомбардировщикам необходимые качества. Сделано это было в начале войны. До этого B-17 и B-24 принципиально мало отличались от других машин этого класса, разработанных в странах Запада.

Бомбардировщик B-17 был создан фирмой Боинг в середине 30-х годов по ее собственной инициативе; он совершил первый полет 28 июля 1935 г. В марте 1937 г. вышли первые серийные машины этого типа. Но на вооружение ВВС США B-17 был принят только в 1939 г. (B-17B), когда на каждый из четырех моторов Райт R-1820-51 поставили турбокомпрессоры (ТК). Затем началось совершенствование самолета: усиливалось оборонительное вооружение, увеличивалась мощность моторов, возрастала масса бомбовой нагрузки и т. д. Появлялись все новые варианты B-17: C, D, E, F и, наконец, G — самая массовая модификация, широко применявшаяся в период войны.

B-17G оборудовался четырьмя моторами R-1820-97 с ТК; взлетная мощность каждого 1200 л. с. Эти моторы, представлявшие собой однорядную девятицилиндровую звезду, обеспечивали самолету высотность 7,6 км и потолок 10,7 км. Максимальный вес бомбовой нагрузки достигал 4354 кгс (на внутренней подвеске до 2724 кгс), а максимальный взлетный вес 29 тс. При экипаже в 6 — 10 человек оборонительное вооружение состояло из 11 крупнокалиберных (12,7 мм) пулеметов. Это действительно была летающая крепость. Английские бомбардировщики имели гораздо более слабое оборонительное вооружение: 8 — 12 пулеметов калибра 7,7 мм.

B-17G с бомбовой нагрузкой 2,74 тс имел дальность примерно 2000 км при полете на высоте 7,6 км и скорости 340 — 350 км/ч. С уменьшением бомбовой нагрузки самолет брал больше топлива и дальность полета возрастала.

Другой американский бомбардировщик B-24 «Либерейтор» был разработан фирмой Консолидейтед в 1939 г. Его первый полет состоялся 29 декабря 1939 г. С 1940 г. он уже находился в серийном производстве. Самолет предназначался для ВВС США, Англии и Франции. Вскоре после выпуска первых серийных B-24A с моторами Пратт-Уитни R-1830-33, оснащенных двухскоростным нагнетателем, появилась опытная машина XB-24B. Ее силовая установка оборудовалась ТК. Впоследствии все основные модификации этого бомбардировщика (D, G, H, J, L) оборудовались моторами R-1830-43 или 65 с ТК (это была двухрядная 14-цилиндровая звезда с взлетной мощностью 1200 л. с.).

От B-17 бомбардировщик B-24 отличался существенно более высокой удельной нагрузкой на крыло, которое имело заметно большее удлинение (на 35%) для повышения аэродинамического качества в крейсерском полете. Все бомбовое вооружение располагалось внутри фюзеляжа; стрелковое вооружение составляли 10 крупнокалиберных пулеметов. По сравнению с B-17 «Либерейтор» имел бóльшую максимальную бомбовую нагрузку (до 5800 кгс) и несколько бóльшую дальность полета. По своим скоростным и высотным качествам B-17 и B-24 были почти равноценны.

Когда в 1944 г. США отказали Советскому Союзу в поставках тяжелых бомбардировщиков, было решено собрать подбитые или поврежденные B-17 и B-24, участвовавшие в упоминавшихся уже челночных операциях американской бомбардировочной авиации. В общей сложности в разных районах освобожденной территории удалось собрать и привести в боеспособное состояние примерно 25 B-17 и столько же B-24. Эти машины в 1945 г. поступили на вооружение одной из дивизий дальней авиации, но принять участие в боевых действиях они уже не успели. Тем не менее советские летчики, штурманы и авиационные инженеры смогли подробно ознакомиться с ними. Официальные испытания эти машины не проходили, поэтому оценить их можно по воспоминаниям людей, непосредственно летавших на B-17 и B-24. В беседе с автором Герой Советского Союза летчик С. С. Сугак отмечал, что самолеты B-17 и B-24 ему понравились. Они имели отличное управление, чутко реагировали на отклонение рулей; в управлении оказались легче, чем Пе-8, на котором ему довелось много летать. Взлет и посадка на американских машинах трудности не представляли (только на B-24 перед отрывом переднего колеса возникала неприятная тряска типа шимми). По простоте управления на взлете и посадке они выгодно отличались от Пе-8, который бывало трудно удержать на прямой при взлете с большим весом, особенно при боковом ветре. Достоинством B-17 и B-24 являлось и то, что их кабины и отсеки планера были герметизированы (не путать с гермокабинами, *авт.*) и внутренние воздушные потоки не распространялись по всему самолету. В кабине и отсеках не было никаких задуваний, столь характерных для многих советских самолетов, что очень важно еще и с точки зрения живучести бомбардировщика. С. С. Сугак вспоминал, что в одном из боевых вылетов на Пе-8 от попадания зенитного снаряда загорелась левая консоль крыла. Буквально за считанные секунды пламя распространилось по всему крылу и начало поступать в кабину, управлять машиной стало невозможно и экипажу пришлось ее покинуть. В полете B-17 и B-24 были устойчивы. Но вот обзор с места летчика у них был хуже, чем у Пе-8.

Говоря о бомбардировщиках B-17 и B-24, штурман 25-го гвардейского Орловского полка 45-й Гомельской дивизии дальней авиации

К. П. Иконников отметил их прекрасное приборное, радионавигационное и радиосвязное оборудование, отличные прицелы и автопилоты, что сильно облегчало работу экипажа и в конечном счете обеспечивало высокую эффективность бомбометания.

Заместитель А. Н. Туполева по оборудованию Л. Л. Кербер отмечал, что дело даже не в конкретных самолетах: после знакомства с целым рядом иностранных машин (в том числе с B-17 и B-24) вывод напрашивался сам собой — оборудование отечественных самолетов качественно уступало союзным. Это требовало от нашего летного состава, прежде всего в бомбардировочной авиации, более глубокой навигационной выучки, чего не всегда удавалось достичь из-за скоротечности обучения и малого налета приходивших в боевые части молодых летчиков и штурманов.

Сравнивая летно-технические данные американских бомбардировщиков и советского Пе-8 (ТБ-7) с моторами АМ-35А, стоит отметить, что Пе-8 имел лучшие характеристики базирования. Он обладал немного меньшей максимальной скоростью, чем B-17G, B-24L или J, и несколько уступал им в высотности (на 1,2 — 1,7 км). Тем не менее Пе-8 мог действовать в таком же тактическом ключе, как американские самолеты. По замыслу своих создателей он, собственно, и проектировался для таких действий. Другое дело, что полностью реализовать намечавшиеся планы не удалось. От агрегата центрального наддува, дававшего высотность 8,6 км, вынуждены были отказаться, а надежно работавших альтернативных систем нагнетания не было. Потому и пришлось ставить высотные моторы АМ-35А. Практика боевой работы американских и советских тяжелых бомбардировщиков показала правильность тактических идей, заложенных еще в середине 30-х годов А. Н. Туполевым и его соратниками при создании ТБ-7.

Наиболее ярко тенденция увеличения высоты и скорости полета как одного из главных средств повышения эффективности тяжелого бомбардировщика проявилась при создании самолета Боинг B-29, лучшего тяжелого бомбардировщика второй мировой войны.

B-29 «СУПЕРФОРТРЕСС» (SUPERFORTRESS)

Эта машина, разработанная фирмой Боинг уже в ходе войны, ознаменовала собой новую ступень в развитии самолетов этого класса. Прогрессивная технология, великолепное по тем временам аппаратурное и приборное оснащение, герметичные кабины экипажа, отличные летные данные, мощное оборонительное вооружение, большая бомбовая нагрузка и дальность полета — все это было присуще B-29. Словом, в этом самолете соединились все лучшие достижения техники. Имея скорость 560 — 570 км/ч на высоте 10 км, он был труднодоступен для истребителей-перехватчиков. Правда, B-29 имел более тяжелое управление, чем B-17 и B-24 (первый опыт гермовводов), и худший обзор (частый переплет гермокабины и искажающее остекление).

B-29 был создан в 1942 г. Главный конструктор этого самолета — А. Джорданов, болгарин по национальности. Он приехал в США в 20-х годах, где получил известность как главный конструктор знаменитого транспортного самолета Дуглас DC-3. В ходе разработки B-29 конструкторы решили множество научно-технических проблем, причем не только в отношении конструкции и компоновки, но и радиолокационного оборудования, систем дистанционного управления подвижными пулеметными установками и др.

Производство B-29 началось в 1943 г. До окончания войны амери-

канская промышленность выпустила 3760 бомбардировщиков этого типа [12, с. 189], которые применялись на тихоокеанском театре военных действий.

В заключение следует отметить, что B-29 остался в истории не только как самый передовой в техническом отношении бомбардировщик периода второй мировой войны, но и как самолет, с помощью которого впервые в истории человечества было применено атомное оружие. Две атомные бомбы, 6 и 8 августа 1945 г. сброшенные с бомбардировщиков B-29 на японские города Хиросима и Нагасаки, унесли жизни десятков тысяч мирных жителей.

С появлением атомного оружия ударная мощь тяжелых бомбардировщиков неизмеримо возросла. Значительно повысилась и роль самолетов этого класса в системе вооруженных сил.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шумихин В. С., Медведев А. В., Нессен Г. Д. Деятельность коммунистической партии по укреплению военно-воздушных сил в годы Великой Отечественной войны. — ВВИА им. проф. Жуковского, 1970, с. 393.
2. Летчики. Серия ЖЗЛ. — М.: Молодая гвардия, 1981, с. 191 — 195.
3. Дубровин Л. А. Пикировщики. — М.: Воениздат, 1986, с. 93.
4. Пауэлл Г. Испытательный полет. — М.: Иностранная литература, 1959, с. 225, 239.
5. Green W. War planes of the second world war. Fighters. — MacDonnald, London, 1972, v. 2, p. 67.
6. Эверест Ф. Человек, который летал быстрее всех. — М.: Иностранная литература, 1960, с. 43, 45, 57.
7. Переписка Председателя Совета Министров СССР с Президентом США и Премьер-министром Великобритании. — М.: Госполитиздат, 1957, т. II, с. 34.
8. Шелест И. И. Лечу за мечтой. — М.: Молодая гвардия, 1973, с. 339.
9. Price A. The Spitfire story. — Jan's, 1982, p. 78.
10. Иванов А. Л. Скорость, маневр, огонь. — М.: ДОСААФ, 1974, с. 186 — 219.
11. Крылья Родины, 1987, № 8, с. 33.
12. Air Force magazine, 1957, № 8, p. 190.
13. Брофи А. Военно-воздушные силы США. — М.: Воениздат, 1957, с. 266.
14. Техника — молодежи, 1985, № 3, с. 21.
15. AIAA-88-45-12.
16. Бриджмен У., Азар Ж. Один в бескрайнем небе. — М.: Воениздат, 1959, с. 13.
17. Air International, 1978, september, p. 190, 193.
18. Ефремов В. С. Эскадрилья летит за горизонт. — М.: Воениздат, 1984, с. 93.
19. Жолудев Л. В. Стальная эскадрилья. — М.: Воениздат, 1972, с. 164.
20. Jan's, 1945/1946, p. 246.
21. Скоморохов Н. М., Чернецкий В. Н. Тактика в боевых примерах. Авиационный полк. — М.: Воениздат, 1985, с. 37, 38.
22. Groehler O. Geschichte des Luftkriegs 1910 bis 1980. — Militarverlag der DDR. — Berlin, p. 483.
23. Авиация и космонавтика, 1982, № 8, с. 20.
24. Яковлев А. С. Советские самолеты. — М.: Наука, 1982, с. 106.

Глава 8 РАЗВИТИЕ АВИАЦИОННОЙ НАУКИ

ИССЛЕДОВАНИЯ ПО АЭРОДИНАМИКЕ И ДИНАМИКЕ САМОЛЕТОВ С ПОРШНЕВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ*

Сооружение в 1925 — 1930 гг. наиболее совершенных для того времени экспериментальных установок позволило развить решающие исследования в области теоретической и экспериментальной аэродинамики. В аэродинамической лаборатории ЦАГИ в Москве с нарастающей интенсивностью велись испытания моделей профилей, воздушных винтов, крыльев и самолетов, совершенствовалась аэродинамика самолетов с поршневыми двигателями, развивались методы аэродинамического расчета, расчета устойчивости и управляемости.

Использование теории о связи подъемной силы с циркуляцией и схемы модели течения с присоединенным вихрем, данных Н. Е. Жуковским, позволило развить теорию индуктивного сопротивления, теорию крыла конечного размаха, теорию воздушного винта — важнейшие разделы практической аэродинамики, разработанные в основном в течение этого периода и явившиеся логическим продолжением и развитием идей, составляющих фундамент теории крыла бесконечного размаха.

Еще в 1910 г. С. А. Чаплыгин в докладе «Результаты теоретических исследований о движении аэропланов» (Собрание сочинений, ГТИ, 1948, т. II, стр. 230 — 245) сформулировал общие представления о вихревой системе крыла конечного размаха.

В вихревой теории воздушного винта, созданной Н. Е. Жуковским в 1912 г., схема крыла конечного размаха с непрерывным распределением циркуляции и вихревой пеленой была обобщена на более сложную пространственную вихревую схему воздушного винта, совершающего одновременно поступательное и вращательное движение (Н. Е. Жуковский. «Вихревая теория гребного винта». Собрание сочинений, 1949, т. IV,).

В 1913 и 1914 гг. С. А. Чаплыгиным были получены основные формулы для подъемной силы и индуктивного сопротивления, представленные на заседании Московского общества воздухоплавания и на Третьем воздухоплавательном съезде в Петербурге.

Решение задач, поставленных теорией крыла конечного размаха, шло несколько иным путем по сравнению с целым рядом других задач гидроаэромеханики. Конкретная техническая направленность этой проблемы требовала решения и методов расчетов, приемлемых для непосредственного практического использования. Чрезвычайно эффективным оказалось использование схематических моделей течения. Основное распространение получила схема несущей линии, предложенная Л. Прандтлем (1918 г.) для крыльев конечного размаха сравнительно большого относительного удлинения. В рамках этой схемы было получено интег-

* Раздел написан Г. С. Бюшгенсом

ро-дифференциальное уравнение крыла конечного размаха, связывающее изменение циркуляции и индуктивный скос потока.

Широко распространенным явился метод, использующий предположение о возможности разложения циркуляции по размаху крыла в виде бесконечного тригонометрического ряда по синусам кратных дуг, принадлежащего к ряду типа Фурье. Точное решение получаемой системы линейных уравнений требует, чтобы оно удовлетворялось во всех точках размаха, что возможно только в случае бесконечного ряда. Таким образом, необходимо решение системы линейных уравнений с бесконечным числом неизвестных. В связи с этим основная задача теории крыла конечного размаха сводилась к отысканию различных приближенных методов решения как геометрических, так и аналитических.

В работе Б. Н. Юрьева (Труды ЦАГИ, № 20, 1926) применен геометрический способ, в котором используются те обстоятельства, что в большинстве случаев для обычных крыльев распределение циркуляции незначительно отличается от эллиптического и отклонения от этого распределения как бы повторяют форму крыла в плане.

Аналитические методы, обычно применяемые для получения приближенных решений, состоят в удовлетворении основному уравнению в ограниченном числе точек по размаху.

В методе тригонометрических разложений (В. В. Голубев. «Теория крыла аэроплана конечного размаха». Труды ЦАГИ, вып. 108, 1931) бесконечный тригонометрический ряд заменяется тригонометрическим многочленом, в результате чего бесконечная система уравнений заменяется конечной системой, в которой число неизвестных соответствует числу членов разложения циркуляции и числу точек на крыле.

Эффективным приближенным методом для технических приложений оказалось применение рядов Фурье к основному уравнению крыла конечного размаха.

В результате, как и в общем случае при использовании тригонометрических рядов, с помощью приравнивания коэффициентов при синусах одинаковых дуг получается система линейных алгебраических уравнений, распадающаяся на нечетную (для симметричного распределения циркуляции) и четную (для антисимметричного распределения, например, в случае отклонения элеронов в противоположные стороны). Оказалось, что для практических целей достаточно было пользоваться двумя системами, состоящими из четырех уравнений каждая.

Взаимосвязь деформаций крыла и аэродинамической нагрузки привела к необходимости совместного решения задач аэродинамики и упругости. Было получено интегро-дифференциальное уравнение прямого упругого крыла и разработаны основы теории упругого крыла конечного размаха (Я. М. Серебрийский, 1937 г.). Теория упругого крыла дала возможность рассчитать реверс элеронов (1938 г.), т. е. определить условие обращения в нуль момента крена за счет кручения крыла от дополнительных аэродинамических сил при отклонении элерона. При рассмотрении несимметричного нагружения крыла от элеронов было введено понятие дивергенции второго рода, соответствующей антисимметричному нарушению условий равновесия. В случае стреловидного упругого крыла существенное влияние на аэродинамику оказывают также деформации изгиба.

Аэродинамические характеристики крыла вблизи земли претерпевают существенные изменения. Весовые измерения методом зеркального отображения и впервые проведенные измерения распределения давления вблизи экрана, моделирующего поверхность земли, показали, что при очень малых расстояниях до земли резко увеличивается аэродинамическое качество, что обусловлено ростом подъемной силы за счет увели-

чения подпора на нижней поверхности профиля, уменьшения индуктивного сопротивления благодаря уменьшению индуктивных скосов вблизи земли и некоторого уменьшения сопротивления трения, связанного с уменьшением местных скоростей на нижней поверхности профиля (Я. М. Серебрийский, 1936 — 1940 гг.).

Теоретические исследования крыла конечного размаха в несжимаемом потоке, как отечественные, так и зарубежные, нашли свое обобщение в ряде монографий (В. В. Голубев, Б. Н. Юрьев). Эти исследования явились основой для практической и учебной работы.

Проверка результатов индуктивной теории в аэродинамических трубах показала достаточную надежность разработанных методов.

Разработанные методы расчета позволили обоснованно определять наивыгоднейшую форму крыла в плане, влияние крыла на хвостовое оперение и тем самым выбирать его форму и расположение, учитывать взаимодействие несущих поверхностей (биплан, полиплан). Появилась возможность учитывать влияние винта самолета на распределение нагрузки по размаху и работу хвостового оперения, вводить обоснованные поправки в результаты эксперимента в аэродинамических трубах.

Под руководством С. А. Чаплыгина широко развиваются исследования аэродинамики крылового профиля.

Широко используя и развивая аппарат теории функций комплексного переменного, С. А. Чаплыгин рассматривает сложные формы профилей с целью выявления возможности улучшения их аэродинамических свойств, главным образом увеличения подъемной силы. Его работа «Схематическая теория разрезного крыла», опубликованная в 1921 г., была первым теоретическим исследованием механизации крыла и появилась задолго до того, как этот вопрос нашел техническое решение в самолетостроении. В дальнейшем этот вопрос был развит в работе «К теории открылка и закрылка», вышедшей в 1931 г., в которой уже рассматривалась задача об обтекании крыла с носовым щитком, расположенным на некотором расстоянии от передней кромки крыла.

Большую роль в развитии аэродинамики крыльев сыграли работы В. В. Голубева, М. В. Келдыша, М. А. Лаврентьева, Л. И. Седова. Эти работы содержали полное и строгое решение задачи о силах, действующих на профиль крыла в безвихревом потоке невязкой несжимаемой жидкости, являлись основными источниками, помогавшими осваивать аэродинамику и пользоваться ее результатами для практических целей.

Интенсивная работа ЦАГИ во многих областях науки и техники, связанных с самолетостроением, привела к созданию новых, ранее не существовавших теоретических и прикладных дисциплин и к появлению новых специализированных лабораторий.

Наличие в 1925 — 1935 гг. в ЦАГИ аэродинамических труб сравнительно больших размеров, достаточно чувствительной измерительной аппаратуры позволило развернуть широкие исследования по улучшению обводов самолетов. Исследовалось лобовое сопротивление отдельных элементов самолета, визуальными наблюдениями определялись области со срывными течениями, исследовалась роль негерметичности элементов самолета, вызывающей заметное увеличение лобового сопротивления. Результаты этих исследований показали возможности существенного улучшения аэродинамики и, следовательно, летных данных. Использование зализов, улучшение обводов фюзеляжа, устранение различных щелей, специальное капотирование двигателей, применение сначала обтекателей шасси, а затем убирающегося шасси практи-

чески видоизменили облик самолетов, существенно улучшили их летные данные (Ф. Г. Гласс, В. П. Горский, Б. Я. Кузнецов, В. Г. Николаенко, А. К. Мартынов).

Всесоюзная конференция по скоростной авиации, проведенная в 1935 г., показала значение и роль аэродинамических исследований и средств по уменьшению лобового сопротивления самолетов, в значительной степени обусловивших резкое улучшение летных данных самолетов того времени.

Значительные успехи в области аэродинамики самолетов на этом этапе, а также общий прогресс техники в СССР позволили в этот период (1930 — 1940 гг.) создать самолеты, установившие ряд мировых рекордов и осуществившие известные всему миру перелеты.

В этот период времени практически были выработаны рациональные аэродинамические компоновки самолета, т. е. формы и размеры отдельных элементов, а также их взаимное расположение.

Формулируются требования к схеме самолета в зависимости от числа двигателей, веса и габаритов. Необходимость обеспечения эффективности оперения на всех режимах полета привела к выводу о преимуществе самолета в схеме низкоплана с расположением оперения на фюзеляже.

Форма крыла в плане выбиралась исходя из его несущих свойств, с учетом влияния близости земли и необходимости размещения взлетно-посадочной механизации и органов управления. При этом принимались во внимание требования прочности к свободнонесущему монопланному крылу.

Значительно были продвинуты исследования аэродинамики самолета, снабженного щитками-закрылками (П. П. Красильщиков, А. К. Мартынов), и эффективности их работы в зависимости от формы профиля, толщины и вогнутости. Существенное повышение максимальной скорости самолетов в значительной степени было обусловлено улучшением аэродинамики самолета и уменьшением его лобового сопротивления.

В 1937 г. ЦАГИ был выпущен «Справочник авиаконструктора». Как указано в предисловии к нему, справочник был написан с целью помочь работникам развивающейся авиационной промышленности освоить необходимый научный фундамент проектирования самолетов. Справочник представлял собой первую попытку ЦАГИ собрать и систематизировать исследования и практический опыт в области аэродинамики самолета. В справочник были включены разделы: аэродинамика самолета — аэродинамика крыла, воздушных винтов, охлаждение моторов, аэродинамический расчет, устойчивость и управляемость, штопор, методика испытаний в аэродинамических трубах, методы летных испытаний. Справочник был полезным и фундаментальным пособием для ОКБ.

Громадное значение для развития авиационной науки и самолетостроения в Советском Союзе имела организация нового аэродинамического центра в г. Жуковском (1934 — 1939 гг.) (см. гл. 2 первой книги) и постройка там больших (натурных) аэродинамических труб.

Увеличение числа Рейнольдса в аэродинамических трубах особенно необходимо было осуществить за счет увеличения их размеров, так как это позволяло проводить исследование натурных самолетов, их элементов и силовой установки. Эти обстоятельства привели к созданию блока больших натурных аэродинамических труб Т-101 и Т-104. Разрабатывались методика исследований и техника эксперимента в этих трубах (В. В. Белостоцкий, А. Т. Стрельцов, Б. А. Ушаков).

Исследования в натурных трубах ЦАГИ, проведенные в 1939 — 1941 гг., позволили решить ряд важных задач аэродинамики самолета.

Так, например, в это время возникла проблема предотвращения сваливания самолета на крыло (Ф. Г. Гласс, Б. Т. Горощенко, П. П. Красильщиков, А. Б. Рисберг). Исследования ЦАГИ показали, что решение этой сложной проблемы могло быть обеспечено перенесением срыва в корень крыла, т. е. выбором формы крыла в плане, заданием распределения углов атаки по размаху крыла (крутка) и, наконец, специальным набором профилей, из которых должно быть образовано крыло. Правильность этих принципов аэродинамического проектирования была подтверждена сначала в лабораториях, а затем в летных условиях и прочно вошла в практику самолетостроения.

Успешное практическое применение указанных принципов опиралось на использование хорошо развитого метода расчета распределения нагрузки по размаху крыла, а также на экспериментально изученные аэродинамические характеристики крыловых профилей различных типов (Б. А. Ушаков, А. Н. Гржегоржевский, П. П. Красильщиков, А. К. Волков «Атлас аэродинамических характеристик», 1940 г.).

Обобщение и анализ экспериментальных данных, а также теоретические положения показывали, что сопротивление крыла при отсутствии подъемной силы зависит от целого ряда факторов, определяющих условия эксперимента. Было установлено, что суммарный эффект влияния вязкости проявляется в виде сопротивления трения и возникновения сопротивления давления вследствие нарушения идеальности обтекания, обусловленного смещением линий тока из-за нарастания пограничного слоя. На основании обработки многочисленных экспериментальных данных был создан эффективный эмпирический метод расчета. С помощью введения понятия условного профиля эквивалентной толщины были построены сетки для расчета сопротивления (Ф. Г. Гласс, 1939 г.), учитывающие влияние числа Рейнольдса, геометрию профиля, состояние отделки поверхности и турбулентности набегающего потока.

Специальная обработка результатов испытаний крыльев различной формы в плане и с различным удлинением, опирающаяся на некоторые рациональные соображения, а также использование понятия «эффективного удлинения» позволили получить универсальную зависимость приращения сопротивления от подъемной силы (Г. П. Свищев).

Указанные результаты были использованы в дальнейшем при разработке метода расчета поляры дозвуковых самолетов и вошли в «Руководство для конструкторов» 1943 г.

В конце 30-х годов в ряде опытов в аэродинамических трубах и в полете в СССР (И. В. Остославский) и за границей было установлено наличие при хорошей отделке поверхности профиля ламинарного течения в пограничном слое на некоторой части хорды крыла, что послужило толчком к развитию исследований по уменьшению профильного сопротивления за счет увеличения протяженности ламинарного участка пограничного слоя. В 1939 — 1941 гг. были проведены исследования по созданию ряда серий так называемых ламинаризированных профилей, а также по развитию методов расчета (теоретических и полуэмпирических) пограничного слоя и положения точки перехода (Л. Г. Лойцянский, И. В. Остославский, Г. П. Свищев, Е. Е. Солодкин, К. К. Федяевский). Некоторые из этих серий профилей были использованы на отечественных самолетах и дали эффективное уменьшение профильного сопротивления (Г. П. Свищев).

Основные летные качества самолетов с винтомоторной группой, естественно, в значительной степени зависели также от совершенства движителя — воздушного винта. Выше уже отмечалось, что основы вихревой теории винта были заложены Н. Е. Жуковским в 1912 — 1918 гг.; далее В. П. Ветчинкин применил теорию Н. Е. Жуковского на

практике и дал метод расчета винта. Одновременно Г. Х. Сабинин и Б. Н. Юрьев соединили теорию идеального пропеллера (Фруда) с теорией элемента лопасти. В дальнейшем практические приемы проектирования винтов фиксированного шага в ЦАГИ разрабатывались на базе теории винта с бесконечным числом лопастей (1928 — 1932 гг.).

Заметную роль в достижении высоких летных данных самолета играют вопросы взаимного влияния винта и самолета. В период с 1930 по 1937 г. в ЦАГИ были проведены теоретические и экспериментальные исследования в этом направлении и даны приближенные методы учета изменения поля скоростей под влиянием фюзеляжа и крыла, применявшиеся при проектировании винта (И. В. Остославский, Д. В. Халезов).

Однако винт фиксированного шага, дававший удовлетворительные результаты лишь на одном расчетном режиме, стал в середине 30-х годов вытесняться винтом изменяемого шага (ВИШ) сначала с двумя его значениями, а затем с непрерывным изменением. В 1933 — 1934 гг. были показаны преимущества ВИШ, позволявшего значительно увеличить скороподъемность, потолок и другие летные данные; был дан также метод построения характеристик винтомоторной группы при применении ВИШ (Д. В. Халезов).

В дальнейшем значительное увеличение мощности двигателей поставило новые задачи при проектировании воздушных винтов. Впервые в работах ЦАГИ были проанализированы преимущества соосных винтов, позволявших получить большие КПД, уменьшить диаметр, устранить реактивный момент и создать большие тяги (Д. В. Халезов, 1939 г.). Были проведены первые экспериментальные исследования соосных винтов, показавшие, что при этом улучшается также взаимодействие винта и крыла, уменьшается лобовое сопротивление частей самолета, ометаемых винтами, вследствие более симметричного распределения скоростей.

Развитие теории винтов далее было направлено на создание методов расчета, учитывающих конечное число лопастей и влияние сжимаемости воздуха как на характеристики сечений винта, так и на индуктивные скорости. В первом направлении, начиная с 1939 г., появляется ряд работ (Б. Л. Минухин, 1934 г.; Н. Н. Поляхов, 1937 г.; Г. И. Майкапар, А. М. Лепилкин, Д. В. Халезов, А. И. Слуцкий, 1940 г.). В работах 1940 г. заложены основы аэродинамического расчета винта по лопастной теории и дан метод вычисления индуктивных скоростей.

Следует заметить, что с необходимостью учета сжимаемости воздуха при проектировании винта встретились раньше, чем при проектировании крыльев. Необходимо было знать характеристики профилей при околозвуковых скоростях. В связи с этим большую роль сыграли первые исследования, проведенные в ЦАГИ (Р. Н. Алексеева, 1939 г.), серии профилей с относительной толщиной $\bar{c} = 6$, 8 и 10% до чисел $M = 0{,}85 \div 0{,}9$, хотя точность этих испытаний была еще недостаточно высокой. Теория винта с конечным числом лопастей при больших поступательных и окружных скоростях была разработана в 1942 г. (Ф. И. Франкль). Было показано, что для инженерных расчетов достаточно учитывать изменение по числам M характеристик профиля.

В дальнейшем были созданы оригинальные винтовые приборы для экспериментальных исследований аэродинамических характеристик воздушных винтов в различных трубах (С. М. Горлин, Б. Я. Кузнецов, Д. В. Халезов), в том числе и в натурной трубе Т-104.

Исследованиями в натурной трубе Т-104 в 1940 — 1943 гг. было показано существенное влияние сжимаемости воздуха на аэродинамиче-

ские характеристики винта (Д. В. Халезов), позволившие сформулировать специальные требования к проектированию винтов для самолетов различных типов. Были проведены исследования полноразмерных винтов с различным набором профилей и разработаны методы введения поправок на волновые потери (Б. П. Бляхман, Д. В. Халезов, Г. И. Майкапар).

Детально исследовалась физическая картина обтекания лопасти винта (В. В. Келдыш, Г. И. Майкапар) и были изучены особенности течения в его комлевых и концевых частях при различных углах установки.

Был предложен метод выбора ВИШ и определения его характеристик путем пересчета на соответствующие покрытия; было показано, что покрытие является главным фактором, особенно на режиме разбега и взлета (М. Н. Веселовский).

Непрерывный рост мощностей двигателей был связан также со значительными потерями на охлаждение двигателя, достигавшими 30% мощности двигателя. Это требовало значительного внимания к вопросам расчета лобового сопротивления и эффективной теплоотдачи систем охлаждения. Первые исследования, проведенные в 1936 г., были посвящены определению сопротивления и теплоотдаче различных трубчатых, сотовых и пластинчатых радиаторов.

Впервые были экспериментально исследованы крыльевые радиаторы, обладающие высокой эффективностью. В последующие годы (Н. Б. Марьямов, 1936 — 1938 гг.) были проведены дальнейшие исследования авиационных радиаторов и дан метод расчета радиаторной установки на теплоотдачу и гидравлическое сопротивление. В ряде работ (С. Г. Лыткин, 1938 — 1940 гг.) были развиты исследования аэродинамики туннельных радиаторов, исследования их оптимальных форм, дан метод расчета туннельных радиаторов.

Малый вес, простота ухода и ремонта послужили причиной интенсивного развития двигателей воздушного охлаждения. Их главный недостаток — большое лобовое сопротивление — потребовал разработки специального капотирования двигателей (кольца Тауненда, капоты NACA).

Исследования ЦАГИ в области капотирования даны в монографии (В. Г. Николаенко, 1937 г.), содержавшей методику аэродинамического расчета капотов, методы определения потребного расхода воздуха, дополнительного сопротивления, необходимые экспериментальные материалы, результаты изучения принудительного вентиляторного охлаждения для высотных двигателей. В 1939 г. был дан метод аэродинамического расчета систем охлаждения с учетом нагрева воздуха, метод учета температуры и плотности воздуха, что стало существенным в связи с ростом скорости и высоты полета. Этот метод расчета был применим как для капотов, так и для туннельных радиаторов двигателей с жидкостным охлаждением. Исследования позволяли оценить также увеличение фронтальной площади радиаторов при переходе на высоты полета 10 — 13 км (В. Г. Николаенко, 1939 г.).

Разработкой рациональных туннельных, крыльевых радиаторов и капотов для двигателей воздушного охлаждения был завершен комплекс аэродинамических исследований и поиск конструктивных мероприятий, направленных на коренное уменьшение лобового сопротивления самолета и создание его «идеальных» форм. Эти результаты, естественно, вначале были применены на опытных и рекордных самолетах, а затем начали широко внедряться на боевых самолетах уже во время Великой Отечественной войны.

Обобщение всего опыта и обширных исследований (1940 — 1945 гг.) по улучшению аэродинамики поршневых двигательных установок и

уменьшению их сопротивления было сделано в монографии (Ю. Г. Лимонад, В. Г. Николаенко, А. И. Сильман, К. А. Ушаков).

В дальнейшем было исследовано влияние сжимаемости воздуха на внешнее обтекание капотов двигателей воздушного охлаждения (П. М. Кантор).

Большую роль, как известно, играют вопросы устойчивости, управляемости и динамики самолета. Безопасность полета в значительной степени связана с правильным решением этих вопросов.

Уже в первых исследованиях ЦАГИ им уделялось большое внимание. Так, в исследованиях, проведенных в большой московской аэродинамической трубе в начале 30-х годов, были получены материалы по определению основных характеристик горизонтального оперения, влиянию фюзеляжа и крыла на поток в области горизонтального оперения (В. П. Горский). Затем эти исследования были продолжены в 1936 г. (Е. И. Колосов, А. К. Мартынов). Были даны приближенный метод и необходимый экспериментальный материал для подбора размеров горизонтального оперения и центровки.

Ряд работ (Е. И. Колосов, М. П. Могилевский, Н. В. Остославский, 1938 — 1939 гг.) содержал методы уточнения скоса потока в области оперения. Однако удовлетворительных результатов удалось достигнуть в то время лишь при определении скоса потока без влияния работающих винтов. Влияние работающих винтов требовало детального экспериментального изучения, что было сделано позже, после введения в строй в ЦАГИ больших натурных аэродинамических труб.

Разработка методов расчета статической устойчивости и управляемости, а также методов выбора основных параметров самолета была в значительной степени закончена в ЦАГИ к моменту выпуска «Руководства для конструкторов» в 1941 — 1943 гг. (Г. С. Бюшгенс, В. Н. Матвеев, А. В. Николаев, А. Л. Райх, А. И. Сильман, Д. А. Соркин).

Очень большое значение для выбора параметров самолета, определяющих его устойчивость и управляемость, имеет определение основных «расчетных случаев» — создание системы критериев по оценке устойчивости, управляемости и маневренности самолетов. Весьма важно было установить минимально необходимое число основных характеристик устойчивости, управляемости и маневренности, по которым можно было оценивать боевые свойства самолетов. Были проведены исследования в этих направлениях, а затем организованы дискуссии, позволившие выявить необходимые и достаточные критерии (Г. С. Калачев, В. Н. Матвеев, М. Л. Миль, В. С. Пышнов). В современные требования по устойчивости и управляемости вошел ряд предложенных этими авторами критериев.

Исследования по динамической устойчивости винтовых самолетов проводились начиная с 1931 г. Ряд фундаментальных исследований, законченных в то время (В. С. Ведров, Г. С. Калачев, А. Л. Райх, 1936 — 1941 гг.), послужил базой для развития в дальнейшем методов расчета динамической устойчивости.

Первая попытка в ЦАГИ связать оценку динамической устойчивости и управляемости самолета с выбором основных конструктивных параметров (например, центровки) была сделана в работе, вышедшей в свет в 1931 г. (А. Н. Журавченко и А. И. Никитюк). Однако авторам ее не удалось до конца довести эту задачу, так как выбранный ими критерий не определял полностью динамических свойств самолета в короткопериодическом движении и не учитывал влияния продольного демпфирования, игравшего большую роль при параметрах самолета того времени. Авторы работы сделали попытку учесть инерционные свойства самолета. Динамические свойства самолета оценивались качественно.

В дальнейшем в 1938 г. Г. С. Калачев на основе летных испытаний сделал попытку установить требования к продольной устойчивости. Было установлено, что фугоидные колебания не играют существенной роли в оценке пилотажных свойств самолета. В более ранней его работе (1935 г.) содержалось первое в изданиях ЦАГИ подробное изложение метода анализа продольной динамической устойчивости при отсутствии влияния скорости полета на основные его аэродинамические характеристики (случай безмоторного полета и малых чисел М). В этой же работе даны методика и основные результаты по определению так называемых вращательных производных.

Были проведены аналогичные исследования по боковой динамической устойчивости (А. Л. Райх, 1938 — 1939 гг.). В 1937 г. В. С. Ведров закончил монографию «Динамическая устойчивость самолета», которая до сих пор представляет собой образцовое изложение всех вопросов, связанных с этой проблемой и разработанных к тому времени.

В начале 30-х годов весьма актуальными были проблемы, связанные с изучением штопора самолета. Первые серьезные исследования по штопору в СССР были проведены В. С. Пышновым в 1927 г. Исследования штопора в ЦАГИ были начаты под руководством А. Н. Журавченко. В 1934 г. вышла его работа на эту тему, в которой он описал первые экспериментальные результаты по влиянию угла атаки, угла скольжения и угловой скорости крена на силы и моменты, действующие на самолет. На этой основе были изучены установившиеся режимы штопора. Далее А. Н. Журавченко продолжил исследование на приборе Ш-1 (1935 г.) и дал анализ неустановившегося движения выхода самолета из штопора. В этой его работе сделана попытка на основе численного интегрирования упрощенных уравнений движений самолета проанализировать режим выхода. Однако положенные в основу аэродинамические характеристики, полученные на приборе Ш-1, являлись недостаточно точными и при переходе к натуре были источником ошибок. В дальнейшем проблема штопора получила достаточно надежное разрешение на основе экспериментальных методов исследований динамически подобных моделей в вертикальной трубе ЦАГИ Т-105 (М. М. Михайлов, А. И. Никитюк, Е. А. Покровский).

Исследования критических режимов (или режимов сваливания на крыло) приобрели одно время весьма большую остроту и диктовались требованиями летной практики (А. Н. Журавченко, А. Л. Райх, А. Б. Рисберг). Дефекты продольной статической устойчивости и возникновение моментов крена на больших углах атаки у ряда отечественных самолетов с мощными винтомоторными группами приводили к резкому сваливанию на крыло при маневре, на взлете и при посадке. Наметившееся в это время увеличение удельной нагрузки на крыло усилило эту тенденцию. Рядом исследований ЦАГИ были намечены решения этой проблемы.

Заложенные Н. Е. Жуковским основы аэродинамического расчета самолета, задачей которого является расчетное определение основных летных данных, получили свое развитие в 30-х годах.

В работах 1938 г. (А. В. Чесалов) даны инженерные методы определения основных летных данных на различных этапах проектирования самолета и в различных приближениях. Развивались аналитические методы аэродинамического расчета (Ф. Г. Гласс, Н. Н. Фадеев). Был разработан метод, основанный на параболическом представлении поляры самолета и обобщенных характеристиках располагаемой мощности (для винта фиксированного шага), и установлены приближенные связи основных конструктивных параметров G/S, $\lambda_{эф}$, N/S и др. с основными летными данными самолета. Эти соотношения, не давая достаточной

точности, могли быть использованы для оценки соответствия полученных характеристик уровню средних статистических значений (Ф. Г. Гласс). Был проведен цикл работ по созданию метода выбора рациональных параметров самолета, обеспечивающих выполнение заданных требований. Метод уже был приспособлен для поршневых двигателей с ВИШ. В цикле работ были исследования и по весовому анализу самолета и его частей, в завершающей работе впервые ставился вопрос о выборе рациональных размеров самолета (Н. Н. Фадеев, 1939 г.).

В период 1938 — 1940 гг. большое внимание уделялось обеспечению хорошей маневренности самолета. В связи с этим ряд исследований был посвящен методам решения уравнений движения самолета при маневре с заданным законом изменения перегрузки по времени, анализировались и потребные отклонения органов управления. Был выявлен ряд требований для создания средств торможения при выходе из пикирования и разработаны другие рекомендации (Е. И. Колосов, Е. Е. Солодкин, И. В. Остославский, Э. И. Фиш).

Появление высотных двигателей, ВИШ, значительный прогресс в уменьшении сопротивления вызвали специальные исследования по определению рациональных путей развития параметров двигателей и самолета. Таким образом, возникло новое направление, связанное с оценкой перспектив развития авиации. К этим исследованиям можно отнести работы 1938 — 1939 гг. (В. Н. Зверев, Е. И. Колосов, И. В. Остославский, Г. Н. Пульхров). Оценка перспектив развития давалась так, как она представлялась в то время, что было связано с основными исходными данными.

Основные результаты исследований по аэродинамике и динамике самолета вошли в «Руководство для конструкторов», выпущенное в 1943 г. В этом коллективном труде в сжатой конкретной форме, кроме упомянутых результатов, было дано описание экспериментальной базы и методики проведения испытаний в аэродинамических трубах, а также практически исчерпывающие данные, необходимые для аэродинамического проектирования самолетов с поршневыми двигателями. Были приведены общие указания по аэродинамической компоновке самолета, методике расчета потребных и располагаемых мощностей и летных данных самолета. Излагались методика определения основных распределенных и суммарных аэродинамических характеристик, а также способ расчета поляры самолета.

Проведение экспериментальных исследований для ОКБ авиапромышленности стало возможным практически после введения в строй аэродинамических труб Т-1 — Т-2 в 1927 г., а затем Т-5. В этих трубах проводились исследования моделей самолетов, затем ученые ЦАГИ обсуждали их результаты с сотрудниками ОКБ, давали полезные рекомендации по улучшению аэродинамики самолета. Позже, после 1938 — 1939 гг. возможности ЦАГИ расширились за счет блока новых малых труб в пос. Стаханово (Т-102 и Т-103).

Практически все разработки самолетов различных ОКБ проходили комплекс испытаний и доработок в трубах ЦАГИ.

Развитие аэродинамики и динамики в рассматриваемый период времени в значительной степени способствовало созданию весьма совершенных отечественных самолетов.

Как известно, первые попытки перехода к реактивным двигателям, более эффективным для дальнейшего увеличения скорости, делались уже в 40-х годах. Б. С. Стечкин опубликовал теорию воздушного реактивного двигателя, А. М. Люлька практически разрабатывал первый в стране турбореактивный двигатель, Г. Н. Абрамович и др. предлагали

путь комбинированного двигателя, несколько попыток было сделано и по применению на самолете ЖРД. Эта тенденция усилила внимание ученых к проблеме влияния сжимаемости воздуха на обтекание тел. Ряд теоретических работ М. В. Келдыша, Ф. И. Франкля и др., опубликованные в 30-х годах, были посвящены этой проблеме. В 1938 г. в Трудах ЦАГИ вышла монография «Основы газовой динамики» С. А. Христиановича, Ф. И. Франкля, Р. Н. Алексеевой. Эта монография сыграла большую роль в пропаганде новых задач. Значительное продвижение в теории было получено С. А. Христиановичем в работе «Обтекание тел газом при больших скоростях» (Труды ЦАГИ, № 481, 1940). Метод определения числа М, данный автором, в дальнейшем широко использовался при проектировании новых профилей. Экспериментальные исследования в этой области проводились в аэродинамической трубе Т-106 в основном уже после войны.

Планомерные работы в ЦАГИ по вертолетам начались с 1925 г. под руководством Б. Н. Юрьева. Был создан ряд приборов для испытаний несущих винтов и их моделей как при работе на месте, так и в потоке аэродинамических труб (В. А. Кузнецов, А. К. Мартынов, Г. М. Мусинянц и др.). Созданный несколько позднее отдел винтокрылых аппаратов проводил теоретические и экспериментальные исследования, а также конструирование и постройку аппаратов. Было испытано большое число моделей несущих винтов, получены их характеристики как без экрана, так и в присутствии экрана, имитировавшего поверхность земли; все характеристики изучались на режимах висения и при косой обдувке. Тщательно исследовались несущие винты на режимах самовращения при вертикальном снижении и на планировании. Накопленный в лабораториях материал позволил отделу винтокрылых аппаратов приступить к проектированию отечественных вертолетов и автожиров. В 30-х годах успешно развивалась теория винтокрылых аппаратов.

Огромное значение имели большие натурные трубы ЦАГИ в годы Великой Отечественной войны. В этих трубах ЦАГИ исследовались все основные типы серийных самолетов и некоторые опытные самолеты перед первым вылетом. На базе этих исследований улучшались аэродинамика самолета, охлаждение двигателей, совершенствовалась винтомоторная группа.

В результате проведенных в ЦАГИ работ скорости этих самолетов были увеличены на 50 — 70 км/ч, улучшились характеристики устойчивости, управляемости и маневренности (Б. П. Бляхман, С. Л. Зак, Е. И. Колосов, Ю. Г. Лимонад, А. К. Мартынов, В. Н. Матвеев, Г. И. Майкапар, А. В. Николаев, В. Г. Николаенко, И. В. Остославский, А. И. Сильман, С. С. Сопман, К. А. Ушаков, Д. В. Халезов). В течение короткого времени был модифицирован самолет-истребитель ОКБ С. А. Лавочкина Ла-5, обладавший высокой маневренностью. Были улучшены его аэродинамические качества, увеличена скорость до 680 км/ч. В результате всех улучшений этот самолет на малых и средних высотах полета превосходил лучшие типы немецких истребителей.

На основе использования боевого опыта, участия в работах в полевых условиях последовательно улучшались аэродинамические качества, повышалась маневренность самолетов ОКБ А. С. Яковлева, составлявших значительную часть самолетов военно-воздушных сил. На этих самолетах была достигнута наибольшая для самолетов с поршневым двигателем скорость, равная 745 км/ч.

Последовательно уменьшалось сопротивление отдельных выступающих частей. В ряде случаев их устранение, герметизация щелей, улучшение обводов позволили значительно уменьшить лобовое сопротивление

самолетов-штурмовиков ОКБ С. В. Ильюшина и увеличить скорость за счет модификаций примерно на 30%.

Кроме того, подробно исследовались в натурных аэродинамических трубах самолеты противника (Ме-109, Не-100, Ме-110 и др.), что позволило затем более точно определить их особенности, летные и пилотажные характеристики и выдать ряд полезных советов летчикам ВВС Советской Армии (Г. С. Бюшгенс, Д. Д. Волохов, Г. П. Свищев, А. И. Сильман).

Все эти исследования приобретали особое значение и убедительность, так как они проводились в больших аэродинамических трубах. В связи с этим необходимо отметить особую роль А. Н. Туполева и его ближайших сотрудников, сыгравших решающую роль при формировании новой экспериментальной базы ЦАГИ вблизи Раменского (ныне г. Жуковский). Безусловно, это было ценное предвидение, давшее значительные результаты в развитии науки. Большую роль А. Н. Туполев играл и при завязке аэродинамической трубы больших скоростей Т-106, работы в которой дали важные результаты по аэродинамике больших скоростей. Заботу и внимание к развитию ЦАГИ А. Н. Туполев сохранил до конца жизни, этому способствовал его тесный творческий контакт с учеными ЦАГИ.

ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ПРОЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ*

Инженерная наука о прочности самолета начала складываться с первых же практических шагов авиации в тесном соответствии с развитием самолета как летательного аппарата.

Проследим по отдельным историческим периодам развития авиации этапы становления комплекса инженерных дисциплин, составляющих науку о прочности самолета.

Начальный период практического использования авиации охватывает период до 20-х годов нашего столетия. В этот период максимальная скорость самолета достигала 100 — 200 км/ч и нагрузки на 1 м^2 крыльев были порядка 50 кгс/м^2. Основным конструкционным материалом было дерево, и это в какой-то мере способствовало тому, что в этот период предпочтение отдавалось биплану. Типичной силовой схемой являлась пространственная ферма, образованная плоскостями крыльев, стойками и тросовыми расчалками. В большинстве случаев конструкция крыла была двухлонжеронной с мягкой обшивкой.

В этот период работа в области прочности авиационных конструкций в основном сосредоточивается в организованном Н. Е. Жуковским при Московском высшем техническом училище расчетно-испытательном бюро, а в дальнейшем — в ЦАГИ.

В то время для расчета ферменной конструкции самолета можно было широко использовать строительную механику стержневых систем, сложившуюся на базе развития других инженерных сооружений и, в частности, мостов. Однако некоторые особенности конструкции самолета заставили разработать ряд дополнительных вопросов, не возникавших до тех пор в строительной механике. К таким вопросам относятся разработанные в этот период расчет на прочность сжато-изогнутых ба-

* Раздел представляет собой сокращенный текст главы «Исследования по прочности авиационных конструкций» (авт. А. И. Макаревский, В. Ф. Кутьинов и др.) из книги «ЦАГИ — основные этапы научной деятельности 1918 — 1968 гг.», М., Машиностроение, 1976.

лок и влияние предварительной затяжки тросов на напряженное состояние фермы. Тогда же была начата разработка отечественных норм прочности самолетов. Проводятся первые статические испытания на прочность авиационных конструкций.

Двадцатые годы характеризуются началом широкого использования в конструкции самолета металла на базе разработанного специального алюминиевого сплава — кольчугалюминия — дюралюминия.

Максимальная скорость самолетов достигает 200 — 300 км/ч и нагрузка на 1 м^2 крыла 100 кгс/м^2. Типичным в данный период становится моноплан с относительно толстым профилем крыла. По своей конструкции крыло самолета имеет лонжероны — фермы с мощными поясами и гофрированную обшивку, не участвующую в восприятии нормальных напряжений при изгибе крыла.

В это время основное внимание уделяется отработке дюралюминия как конструкционного материала.

Создаются первые отечественные нормы прочности самолетов. В тридцатых годах на базе радикального совершенствования аэродинамики самолета и увеличения мощности мотора при повышении удельных его характеристик максимальная скорость самолета достигает 500 — 600 км/ч. При этом нагрузка на 1 м^2 крыла увеличивается до 100 — 200 кгс/м^2. Типичным становится свободнонесущий моноплан с гладкой обшивкой и убирающимся шасси. Такой рост скорости самолета и внесенные существенные изменения в его конструкцию потребовали новых принципиальных решений вопросов прочности. Именно в этот период получает свое развитие целый ряд дисциплин для решения инженерных проблем обеспечения прочности и неизменяемости конструкции самолета. Так, появление гладкой обшивки, включаемой в работу конструкции на изгиб, привело к моноблочным конструкциям с рассредоточенными продольными силовыми элементами в виде стрингерного набора, и, таким образом, основным силовым элементом становится панель, состоящая из стрингерного набора и обшивки. Этот новый тип силовой авиационной конструкции потребовал разработки теории тонкостенных конструкций, в дальнейшем существенно расширившей и обогатившей теорию оболочек и составившей особый раздел прикладной теории упругости и строительной механики.

Существенное продвижение по скорости выдвинуло проблему динамической и статической устойчивости упругого самолета при его движении в воздушной среде. Было установлено, что имеет место определенное значение скорости движения самолета в воздухе, при достижении которой при известных условиях наступает нарушение динамического равновесия аэродинамических, массовых и упругих сил, сопровождающееся возникновением интенсивных колебаний со все возрастающими амплитудами, приводящими, как правило, к разрушению конструкции самолета. Это явление получило название флаттера.

На базе решения проблемы флаттера, а также и родственных статических задач устойчивости (дивергенция, реверс органов управления) были заложены основы такой дисциплины, как аэроупругость, составляющей в настоящее время особый раздел прикладной механики.

В этот же период получили развитие специальные летные исследования вопросов прочности самолета. На базе этих исследований, а также созданных фундаментальных основ аэродинамики самолета и механики полета были радикально перестроены нормы прочности самолета. Нормы прочности в этот период превратились из свода некоторых правил с количественными опытными данными в инженерную дисциплину, увязанную с научными основами аэродинамики и динамики полета самолета и базирующуюся на данных специальных летных испытаний.

Период Великой Отечественной войны характеризуется работами по улучшению качества боевых самолетов и соответственно прочности серийных самолетов. Здесь решался целый ряд возникающих частных задач прочности, в том числе связанных с применением смешанных конструкций, состоящих из металлического силового каркаса и фанерной обшивки. Особое внимание уделялось уточнениям фактической прочности конструкций для обеспечения требуемого совершенствования летных данных серийных самолетов.

Как было указано выше, с первых же дней организации ЦАГИ развернулись работы в области прочности авиационных конструкций. Эти работы сначала велись в общетеоретическом отделе, руководимом В. П. Ветчинкиным, затем и в отделе испытаний авиационных материалов и конструкций (ОИАМиК), руководимом П. П. Сидориным. В дальнейшем был создан отдел прочности авиационных конструкций, руководство которым было возложено на Г. А. Озерова. С этого момента работы по прочности в ЦАГИ начинают развиваться особенно быстро и широким фронтом.

Именно в ЦАГИ были заложены фундаментальные основы разделов современного комплекса научных дисциплин по прочности авиационных конструкций.

В последующие годы, особенно после Великой Отечественной войны, широко развернулись исследовательские работы по прочности авиационных конструкций, преимущественно в области статической прочности, в авиационных вузах. Здесь необходимо подчеркнуть деятельность научных коллективов таких высших учебных заведений, как Московский авиационный институт им. Серго Орджоникидзе, Военно-воздушная инженерная академия им. Н. Е. Жуковского, Казанский авиационный институт, в результате работ которых был получен ряд принципиальных решений по вопросам прочности авиационных конструкций. Необходимо отметить работы С. И. Галкина, С. П. Кана, П. Ф. Образцова, Ю. Г. Одинокова, И. А. Свердлова, А. А. Уманского, А. Ф. Феофанова и др., посвященные разработке общих методов расчета на прочность самолетов. Из ранних работ, но имеющих принципиальное значение, необходимо отметить работу С. В. Серенсена «Основы технической теории упругости», изданную в 1934 г., в которой применительно к расчетам прочности в самолетостроении были изложены общие методы теории упругости.

Все разделы науки о прочности авиационных конструкций разрабатывались научно-исследовательскими организациями в тесном контакте с авиационными конструкторами и руководимыми ими коллективами.

В опытных конструкторских бюро складывались квалифицированные кадры специалистов в области прочности, деятельность которых по развитию практических методов расчета на прочность авиационных конструкций, сливаясь с работами научно-исследовательских организаций, внесла существенный вклад в науку о прочности летательных аппаратов. Здесь необходимо назвать такие имена, как М. Ф. Астахов, Л. И. Балабух, В. Н. Беляев, А. Р. Бонин, А. П. Ганнушкин, Н. С. Дубинин, А. И. Кессених, Д. П. Кургузов, С. Я. Макаров, Г. А. Озеров, В. П. Рычик, И. А. Свердлов, В. А. Федотов, А. М. Черемухин, результаты практической работы которых вошли существенным вкладом в фундаментальные основы разработанных методов расчета на прочность авиационных конструкций.

Если даже для первых конструкторов самолета разработанные в то время вопросы строительной механики давали возможность более или менее правильно оценить распределение внутренних усилий в конструкции, то вопрос, каким же условиям прочности должен удовлетворять

самолет, оставался долгое время открытым и наиболее неопределенным. Совершенно ясно, что без решения этого вопроса, как бы в дальнейшем ни уточнялись вопросы строительной механики самолета, прочность его рационально и надежно не могла быть обеспечена. Поэтому начиная с 1911 г. уже делаются попытки определения требований к прочности самолета.

В СССР первая попытка установления нормативных требований к прочности самолета относится к концу 1916 г., когда Комиссия, созданная при Расчетно-испытательном бюро и возглавляемая Н. Е. Жуковским, на своих трех заседаниях, поставив некоторые условия, которые необходимо учитывать при определении прочности самолета, наметила ряд вопросов, требующих дальнейших исследований. В этой Комиссии приняли участие А. Н. Туполев, А. А. Архангельский, В. П. Ветчинкин. В связи с работой Комиссии в этот же период В. П. Ветчинкиным была сделана первая попытка сформулировать в статье «Схема расчета аэроплана на прочность» некоторые положения норм прочности (статья не была закончена и не публиковалась). Более широко работа по нормам прочности развернулась уже после Великой Октябрьской социалистической революции и в основном сосредоточилась в ЦАГИ.

Разрабатывая вопросы динамики полета самолета, В. П. Ветчинкин посвятил ряд статей и вопросам определения внешних нагрузок, действующих на самолет. Кроме того, в 1918 г. он впервые для целей норм прочности предпринял исследования в полете перегрузок, действующих на самолет при различных маневрах. Ряд вопросов, связанных с нормами прочности, затронул впоследствии в своих работах и В. С. Пышнов также в связи с разработкой им проблем динамики полета самолета.

Первые отечественные нормы прочности самолетов оформились в период 1925 — 1927 гг. и в основном базировались на некоторых данных собственных летных исследований по измерению перегрузок, на некоторых теоретических работах по динамике полета и на зарубежных материалах.

Первые материалы по нормам прочности были опубликованы в 1926 г. в Трудах ЦАГИ под названием «Нормы прочности самолетов при статических испытаниях» — работа общетеоретического отдела ЦАГИ, выполненная А. А. Горяиновым и Г. И. Кузьминым под руководством В. Л. Александрова и В. П. Ветчинкина.

В 1931 — 1934 гг. дальнейшие исследования ЦАГИ, нашедшие свое отражение в работах С. Н. Шишкина, привели к появлению новых норм прочности, в которых уже более существенно был отражен отечественный опыт проектирования самолетов и, например, впервые была введена зависимость расчетной перегрузки не только от назначения самолета, но и от его веса и максимальной скорости горизонтального полета.

На базе развернувшихся в дальнейшем исследований по нормам прочности, в частности с широким использованием летного эксперимента (работы А. Д. Калужнина, А. И. Макаревского, С. Н. Шишкина), а также специальных исследований в аэродинамических лабораториях (Ф. Г. Гласс, А. Б. Рисберг и др.) в 1936 — 1937 гг. была произведена коренная перестройка норм прочности самолетов.

Было введено понятие эксплуатационной нагрузки (перегрузки) и коэффициента безопасности. Впервые нашли свое отражение в виде особых расчетных случаев норм такие, например, как воздействие на самолет неспокойного воздуха, маневры с отклоненными элеронами и механизацией крыла, посадка гидросамолетов.

Были разработаны и введены в нормы прочности методы распределения аэродинамической нагрузки в соответствии с теоретическими и экспериментальными данными вместо приближенных стандартных эпюр. Впервые нашли отражение требования по флаттеру и реверсу.

В последующие годы интенсивно продолжались исследования в области уточнения величины эксплуатационной перегрузки и ее функциональной зависимости и были начаты статистические исследования перегрузок самолета в неспокойном воздухе. На базе теоретических и летных исследований были уточнены нагрузка на хвостовое оперение, нагрузка на шасси в посадочных случаях, местные гидродинамические нагрузки на днище гидросамолетов и др.

Исследования этого периода А. И. Макаревского, А. И. Мартынова, Т. А. Француза, И. И. Эскина и др. нашли свое отражение в нормах прочности 1940 — 1943 гг. Эти уточнения имели принципиальное значение в том отношении, что они завершили перестройку норм прочности и превратили их из совокупности ряда положений и правил, основывающихся, главным образом, только на опытных данных, в инженерную дисциплину, опирающуюся как на теоретические, так и на экспериментальные методы механики и ее новых разделов — аэродинамики и динамики полета самолета.

В 1918 г. в Трудах Авиационного расчетно-испытательного бюро была опубликована работа Н. Е. Жуковского «Исследование устойчивости конструкции аэропланов». Эта работа положила начало отечественным исследованиям в области строительной механики самолета. В ней был дан метод расчета на прочность и устойчивость лонжеронов крыла биплана как неразрезной многоопорной балки на жестких и упругих опорах, нагруженной распределенной поперечной нагрузкой и осевыми сжимающими силами. Дальнейшая разработка вопросов строительной механики самолета типа биплан и составление первых курсов по прочности самолета связаны с именами В. П. Ветчинкина, А. М. Черемухина, Г. Г. Ростовцева, В. Т. Байкова.

В 1919 г. Н. Г. Ченцов предложил изящный метод графического построения эпюр изгибающих моментов и перерезывающих сил для стержней, нагруженных поперечными и осевыми силами. Эти эпюры в дальнейшем получили название «круги Ченцова».

В сборнике «Самолетостроение», изданном под редакцией С. В. Ильюшина в 1931 г., как бы подводился итог разработанным в 20-х годах инженерным методам расчета самолета в области аэродинамики и прочности. Статья в этом сборнике, посвященная вопросам расчета самолетов на прочность, написана А. А. Горяиновым. В 20-х же годах проводились исследования по прочности отдельных конструктивных элементов и их соединений. Эти исследования были связаны с внедрением в авиационные конструкции металла на базе специального алюминиевого сплава. В результате этих работ были получены исходные данные по механическим характеристикам на основные виды деформаций как для образцов материала, так и для конструктивных элементов и их соединений (Н. И. Марин, Г. А. Сафронов, К. Н. Суржин). Исследованию расчетных напряжений в авиационных трубах посвящен ряд работ М. Л. Лурье, опубликованных в Трудах ЦАГИ.

Внедрение в авиационную конструкцию металла и развитие самолетов типа моноплан выдвинули задачу разработки методов расчета на прочность свободнонесущего крыла, состоящего из продольных силовых элементов — лонжеронов, стрингеров и поперечных элементов — нервюр, покрытых обшивкой, и являющегося, таким образом, сложной статически неопределимой системой.

Созданию теории и инженерного метода расчета на прочность свободнонесущего крыла-моноплана посвящены работы В. Н. Беляева

(1932 — 1940 гг.). В основу разработанной теории было положено представление о конструкции свободнонесущего крыла как единой балки, работающей на изгиб и кручение. Возможность такого рассмотрения была подтверждена широко проведенным экспериментом. Для определения несущей способности конструкции В. Н. Беляев впервые в авиационной науке ввел понятие так называемого редукционного коэффициента, который позволяет учитывать эффективность того или иного силового элемента и приводить все сечение крыла к материалу с единым модулем упругости, подчиняющемуся закону Гука вплоть до разрушения. Введение редукционных коэффициентов оказалось чрезвычайно эффективным и позволило, опираясь на основные положения сопротивления материалов, разработать практический метод расчета авиационных конструкций. Особый интерес представляют исследования В. Н. Беляева, посвященные разработке метода учета влияния заделки, которая на определенном участке крыла приводит к стеснению депланации, что создает при кручении крыла дополнительные напряжения в продольных элементах вблизи заделки.

Дальнейшее развитие теория расчета на прочность свободнонесущего крыла монопланa и его отдельных силовых элементов получила в работах Р. А. Ададурова, Л. И. Балабуха, Г. С. Еленевского, В. Ф. Киселева, А. Ю. Ромашевского, А. А. Уманского. В ряде работ А. Ю. Ромашевского были рассмотрены вопросы прочности лонжеронов крыла с тонкой стенкой. В работе Г. С. Еленевского был исследован вопрос о влиянии коничности крыла на его напряжение и деформированное состояние. В работе В. Ф. Киселева был дан метод расчета на кручение многолонжеронных крыльев. А. А. Уманский рассмотрел задачу о стесненном кручении крыла самолета с обшивкой, работающей на нормальные напряжения. Данное им решение позволило значительно продвинуть теорию расчета на прочность прямых и трапециевидных крыльев. Позднее Р. А. Ададуровым (1943 — 1948 гг.) было дано точное решение задачи о напряженном и деформированном состоянии замкнутой цилиндрической оболочки произвольного, но неизменяемого в своей плоскости поперечного сечения, нагружаемой изгибающими и крутящими моментами. Л. И. Балабух дал достаточно точное решение для расчета конических оболочек. Развитие реактивной авиации и появление стреловидных и треугольных крыльев потребовали разработки методов их расчета на прочность. Здесь необходимо отметить работы Л. И. Балабуха, В. Ф. Киселева, В. Ф. Кутьинова, В. П. Меркурьева, В. М. Фролова, давших инженерные методы расчета стреловидных крыльев и крыльев малого удлинения.

Наряду с разработкой инженерных методов расчета крыльев создавались и методы расчета на прочность фюзеляжей, имевших некоторые свои особенности, диктуемые как конструкцией, так и нагружением. Эти работы проводились во все периоды развития авиационных конструкций и связаны с трудами А. М. Черемухина (20-е годы), Н. М. Знаменского, В. М. Стригунова (30-е годы), Ю. Г. Одинокова (40-е годы), Г. Н. Рудых (50-е годы).

Большое значение для анализа напряженного и деформированного состояния подкрепленных и гладких оболочек типа фюзеляжа имеют работы В. З. Власова по стесненному кручению тонкостенных конструкций открытого профиля и технической теории оболочек. На основании полученных им общих закономерностей были решены задачи расчета на прочность фюзеляжа с большим вырезом, приближенного учета влияния упругости элементов силового набора и др. Из работ ЦАГИ здесь следует отметить исследования Г. Н. Рудых.

В период 1937 — 1939 гг. ЦАГИ издал «Справочник авиаконструктора», один из томов которого был посвящен вопросам прочности авиационных конструкций. В этом справочнике были изложены рекомендуемые методы расчетов на прочность и приводились данные по характеристикам прочности отдельных конструктивных элементов.

Принципиальное значение имели работы Л. С. Лейбензона, опубликованные в 1924 — 1940 гг. в Трудах ЦАГИ и посвященные определению центра изгиба тонкостенных незамкнутых профилей, вариационным методам решения задач упругости с приложением к кручению и изгибу авиационных профилей. Необходимо также отметить серию теоретических работ П. В. Зволинского, опубликованных в Трудах ЦАГИ в период 30-х годов и посвященных устойчивости цилиндрических оболочек и сжатых прямоугольных пластин.

В 30-е годы в ЦАГИ были начаты систематические экспериментальные исследования прочности отдельных конструктивных элементов, главным образом устойчивости профилей и панелей. Эти исследования были направлены не только на получение определенных характеристик прочности и устойчивости элементов, но и на изыскание наиболее рациональных их конструкций. Здесь были получены существенные результаты в работах А. А. Белоуса, К. А. Минаева, Г. А. Олейникова. В частности, в ряде работ К. А. Минаева был дан практический метод расчета тонкостенных профилей и панелей на общую и местную потерю устойчивости. В работе Г. А. Олейникова получены результаты расчета плоских и цилиндрических подкрепленных панелей в закритической области и даны формулы для определения редукционных коэффициентов.

Особое место занимают работы по экспериментальному исследованию напряженного состояния конструктивного элемента оптическим методом. Здесь необходимо отметить работы Г. А. Озерова и Н. Г. Ченцова, опубликованные в Трудах ЦАГИ в середине 30-х годов.

Вопросу оптимального проектирования силовых панелей, обладающих высокой несущей способностью на сжатие и минимальным весом, посвящен ряд работ В. Ф. Синицына.

Ряд результатов теоретических и экспериментальных исследований напряженного состояния стержней и оболочек дан в работах В. М. Марченко в период 40-х и 50-х годов.

Большой цикл работ в этот же период был выполнен Е. Д. Плетниковой по исследованиям статической прочности герметических кабин.

Специфической особенностью исследования прочности авиационных конструкций является большой объем экспериментальных работ как на стадии проектирования и постройки летательного аппарата, так и на стадии завершения его создания при оценке эксплуатационных характеристик и летной годности. Особенно важная роль отводится статическим испытаниям самолета, при которых воспроизводятся величина и распределение нагрузки, действующей на самолет в полете, а также полетные тепловые режимы. Статические испытания как метод экспериментальной лабораторной проверки прочности конструкций получили распространение в авиационной промышленности, но, прежде чем получить широкое признание, это направление исследований прошло большой путь развития.

Еще на заре развития авиации были начаты разработка основ методики статических испытаний и создание экспериментальной базы для обеспечения этих испытаний. В начале 20-х годов Н. И. Марин, Г. А. Сафронов, И. И. Сидорин уже проводили первые статические испытания агрегатов самолетов отечественного производства. При испытаниях конструкция нагружалась сосредоточенными силами или применялся балластный способ нагружения, когда загрузка производилась равномерно распределенным по поверхности естественным грузом — мешками с

песком или дробью. В 30-х годах балластный способ был заменен нагружением с помощью рычажной системы. При этом способе нагружения распределенная нагрузка, действующая на конструкцию, заменяется малыми сосредоточенными силами, которые посредством системы рычагов и тяг сводятся к одной или нескольким равнодействующим. Использование рычажных систем для нагружения конструкции во многих точках значительно повысило культуру испытаний и дало ряд преимуществ по сравнению с балластным способом: значительно повысилась точность нагружения, испытываемая конструкция стала открытой для визуального наблюдения и установки измерительных приборов на поверхности изделий, появилась возможность мгновенного прекращения нагружения и быстрого снятия ее при обнаружении начала разрушения.

Развитие и усовершенствование рычажных систем, введение нового метода приложения нагрузок к поверхности самолета с помощью приклеенных парусиновых лямок, создание более совершенного силового оборудования позволили существенно повысить качество эксперимента и перейти к испытанию всей конструкции планера самолета в подвешенном состоянии. Такая схема испытаний обеспечила более полную оценку фактической прочности всей конструкции, включая прочность стыковых элементов. Инициаторами и разработчиками методики натурных статических испытаний, сохранившей свое значение до последнего времени, являются Ф. М. Кондаков, М. П. Наумов, М. В. Субботин, А. А. Соловьева.

По мере того как развивались методики статических испытаний и приобретали решающее значение при оценке прочности конкретных изделий авиационной техники встал вопрос о необходимости создания новой экспериментальной базы. Благодаря большой творческой работе сотрудников ЦАГИ (Н. И. Благодетелев, Г. А. Озеров, К. Н. Суржин, С. Н. Шишкин) в начале 1941 г. вошел в строй новый зал статических испытаний ЦАГИ.

В годы Великой Отечественной войны ЦАГИ совместно с конструкторским бюро проводил большой объем работ по обеспечению прочности и живучести серийных самолетов, участвовавших в разгроме врага. Многие самолеты (СБ, ТБ-3, И-16, Пе-2, Як-3, Як-9, Ла-7, Ил-2 и др.) прошли испытания и доводку конструкции по прочности в лаборатории ЦАГИ.

Длительное время основным результатом статических испытаний являлось определение фактической прочности конструкции путем нагружения ее до разрушающей нагрузки. Однако недостаточность этих исследований была очевидна, требовалось знание напряженного и деформированного состояния для того, чтобы активно вмешиваться в вопросы проектирования и совершенствования конструкции. В конце 40-х годов произошел качественный скачок в технике статических испытаний, обусловленный созданием малогабаритных тензорезисторов и внедрением массовой тензометрии. Это позволило значительно расширить возможность изучения и анализа напряженного и деформированного состояния. Большая заслуга в создании тензорезисторов, внедрении их в серийное производство, а также в освоении массовой тензометрии принадлежит П. В. Баранову, Б. Д. Нессонову, Б. Л. Упадышеву.

Систематическая борьба с вибрациями на самолете велась в основном по трем направлениям:

— устранение источников вибраций в виде импульсных воздействий вихрей на конструкцию при срывном обтекании (бафтинг) шло путем обеспечения обтекания потоком тела самолета без срывов в рабочем диапазоне углов атаки; улучшением сбалансированности вращающихся

масс агрегатов силовой установки и воздушных винтов устранялись опасные вибрации от воздействия инерционных сил;

— получение такого спектра собственных колебаний конструкции самолета, который обеспечил бы отсутствие резонансных колебаний как с внешними силовыми возбуждениями, так и в отдельных звеньях динамической системы самолета; это достигалось путем соответствующего распределения жесткостей и масс в конструкции; для этих целей использовались иногда специальные амортизаторы, изолирующие от основной конструкции самолета, например импульсы двигателя и винта;

— демпфирование колебаний путем использования демпфера того или иного типа для гашения вибраций в отдельных элементах системы (например, применение ударного демпфера в проводках управления).

В 30-х годах в связи со значительным ростом мощностей двигателей потребовалось расширить исследования механических вибраций конструкции самолета, возбуждаемых силовой установкой. Ряд исследований с разработкой необходимых рекомендаций по борьбе с вибрациями был выполнен И. В. Ананьевым, А. И. Панкратовым, Н. П. Серебрянским, П. Г. Тимофеевым.

Успешная борьба с вибрациями на самолете и относительно малый срок службы самолетов того времени были причинами того, что проблема выносливости длительный период не являлась определяющей прочность самолета. Это, конечно, не исключало необходимости заниматься этой проблемой для отдельных элементов конструкции самолета, таких, например, как элементы подмоторной рамы, непосредственно воспринимавшие импульсы винтомоторной группы. Поэтому разрабатывались экспериментальные методы определения характеристик выносливости отдельных элементов конструкции самолета в условиях воздействия знакопеременных нагрузок высокой частоты (Н. И. Марин, Г. А. Сафронов). Особо важное значение имели исследования колебаний и выносливости воздушных винтов в 30-х и 40-х годах. Здесь необходимо отметить большой цикл работ Д. Ю. Панова, А. И. Пожалостина, П. М. Риза, С. А. Тумаркина, Г. М. Фомина, заложивших теоретический и экспериментальный фундамент, обеспечивший решение вопросов выносливости воздушных винтов.

По-новому встали вопросы выносливости авиационных конструкций начале 40-х годов. Интенсивное использование во время Великой Отечественной войны авиационной техники сделало необходимым решение задачи об обеспечении прочностного (усталостного) ресурса планера самолета. На некоторых самолетах, обладавших достаточной статической и вибрационной прочностью, были случаи усталостного разрушения элементов. Так, в 1941 г. на одном из легких самолетов наблюдались систематические поломки штыря, крепящего ногу шасси к лонжерону крыла. Анализ прочности штыря показал достаточный запас его статической прочности. Натурный эксперимент, в котором непосредственно измерялись усилия, действующие на самолет при взлете и посадке, показал, что нагрузки, как правило, составляли не более 50% максимальных эксплуатационных нагрузок, принятых в расчете. Однако такая нагрузка за каждый взлет-посадку нерегулярно повторялась несколько раз. Поставленные в лаборатории испытания на прочность при воздействии измеренных нерегулярных повторных статических нагрузок привели при ограниченном числе повторений к разрушению штыря. Так были получены первые результаты, показавшие значение нерегулярной циклической нагрузки для выносливости авиационной конструкции.

В последующие годы развернулись систематические исследования влияния нерегулярных циклических последовательностей статических на-

грузок на выносливость авиационных конструкций. Здесь основными являются работы Н. И. Марина. В эти же годы Н. И. Мариным, М. П. Наумовым и М. В. Серовым была разработана методика натурных испытаний авиационных конструкций на выносливость. Нагружение производилось с помощью электромеханических силовозбудителей и рычажной системы. Управление нагружением выполнялось вручную. С начала 50-х годов эти испытания стали обязательными для определения ресурсов самолетов всех классов, тогда как за рубежом такие испытания были введены лишь после катастроф самолета «Комета», вызванных усталостным разрушением герметичных фюзеляжей. В 40-е годы была создана лаборатория статической выносливости элементов авиаконструкций (Н. И. Марин, М. В. Серов, Б. Ф. Богданов), оснащенная комплексом различных усталостных машин, и развернуты исследования статической выносливости самолетостроительных сплавов и элементов конструкций. Было изучено влияние на статическую выносливость различных факторов, определяющих условия циклического нагружения авиаконструкций, таких, как частота нагружения, асимметрия цикла, последовательность действия различных нагрузок, в частности редких высоких нагрузок и напряжений сжатия, наложения на повторно-статическую вибрационную нагрузку (Н. И. Марин, Б. Ф. Богданов, А. З. Воробьев). Эти работы были основой развития методики натурных испытаний авиаконструкций на выносливость.

Интенсивно исследовались также особенности сопротивления усталости различных конструкционных сплавов, влияние технологических факторов и конструктивных форм. Эти работы выявили ряд закономерностей, связанных с большим влиянием на статическую выносливость местных концентраций напряжений и полей остаточных напряжений (Б. Ф. Богданов, Д. Я. Кулешов, Н. И. Марин, М. В. Серов). На основе этих исследований была отработана методика обеспечения ресурса на стадии проектирования, базирующаяся на проверке конструктивно-технологических решений путем испытания крупногабаритных элементов (панелей, стыков и др.) в процессе создания новых самолетов (Л. И. Балабух, Н. И. Марин, М. В. Серов, А. М. Черемухин).

Параллельно с созданием новой методики натурных испытаний разрабатывались вопросы определения спектров циклических нагрузок на конструкцию самолета, методика и техника летного прочностного эксперимента (В. Н. Архангельский, А. М. Ершов). Интенсивно развивались вероятностно-статистические методы анализа спектров нагрузок, методики составления программ нагружения для натурных испытаний, отражающих важнейшие условия циклического нагружения конструкции (В. Л. Райхер, Т. А. Француз). Комплекс этих исследований был научной базой для развития методов определения безопасных ресурсов самолетов различных классов (А. И. Макаревский, В. Л. Райхер, Т. А. Француз). Важнейшей особенностью этих методов является принцип поэтапного установления ресурса, что позволяет учитывать при определении ресурсов статистические данные о нагруженности конструкции в эксплуатации и опыт эксплуатации в более широком смысле, включая данные о работе конструкции, технических служб и ремонтных заводов эксплуатирующих организаций, а также результаты дополнительных лабораторных испытаний.

Аэроупругость как особый раздел прикладной механики, в котором рассматривается взаимодействие упругого тела с воздушной средой при его движении в ней, начала складываться в середине 30-х годов, когда развивающаяся скоростная авиация столкнулась с наиболее острой и сложной проблемой аэроупругости — динамической потерей устойчивости конструкцией самолета (флаттером). Можно с удовлетворением отме-

тить, что в СССР к концу 30-х годов уже было найдено практически действенное решение проблемы флаттера.

Работами М. В. Келдыша были заложены фундаментальные основы теории такого явления, как флаттер, и были показаны: возможность для неконсервативных механических систем с распределенными параметрами эквивалентного описания колебаний уравнениями при конечном числе дискретно заданных форм (степеней свободы) с последующим использованием для интегрирования уравнений метода Бубнова — Галеркина; возможность использования стационарной аэродинамики при определении аэродинамических сил, действующих на колеблющееся крыло; возможность балочной аппроксимации упругой системы самолета. Это позволило разработать практический метод определения критической скорости флаттера, надежность которого была подтверждена большим числом экспериментов и практическим опытом (Е. П. Гроссман, М. В. Келдыш, Я. М. Пархомовский и Л. С. Попов).

В этот же период были проведены исследования по влиянию общих деформаций конструкции самолета на его управляемость и некоторые измерения деформаций в полете. В работе А. И. Макаревского «О допустимых общих деформациях конструкции самолета» была сделана попытка регламентации жесткостей конструкции самолета и впервые был дан приближенный метод определения скорости реверса элеронов. В дальнейшем Я. М. Серебрийский разработал более точный метод определения реверса элеронов. К концу 40-х годов Г. В. Александров провел исследования по учету влияния упругости конструкции самолетов на его устойчивость и управляемость.

Все усложняющаяся динамическая система самолета и его новые аэродинамические формы потребовали для надежного решения проблемы флаттера более широкого и углубленного использования методов экспериментального определения критической скорости флаттера на динамически подобных моделях в аэродинамических трубах. Необходимо отметить большое значение для развития экспериментальных методов работ Н. В. Альхимовича, Б. Л. Кирштейна, В. В. Лыщинского, Л. С. Попова.

Особый вид потери динамической устойчивости переднего колеса трехколесного шасси самолета, приводящий к опасным автоколебаниям его при движении самолета по земле, получил название «шимми». В работе М. В. Келдыша была вскрыта природа этого явления и даны теоретические основы для разработки практических методов борьбы с ним. В дальнейшем исследования «шимми» велись В. С. Гоздеком и А. В. Смрчеком.

Разработанные в ЦАГИ в 1935 — 1937 гг. методы расчета флаттера основывались на разного рода допущениях, приближенных представлениях о природе аэродинамических сил, об упругой схеме конструкции, наконец, самый метод решения уравнений флаттера — также приближенный. Поэтому настоятельно необходима была постановка специальных экспериментальных исследований и, в первую очередь, прямого эксперимента в аэродинамических трубах, т. е. эксперимента, дающего значение критической скорости флаттера $V_{кр}$ непосредственно. На этом пути возникли значительные трудности, связанные с созданием объекта исследования — модели.

Понятно, что наиболее очевидный путь — создание модели-копии, все размеры которой просто уменьшены в одно и то же число раз по сравнению с натурой, — не являлся в то время приемлемым: $V_{кр}$ флаттера такой модели равнялась бы $V_{кр}$ натуры (и, следовательно, лежала бы вне диапазона скоростей трубы). Почти непреодолимыми были также и трудности конструктивной реализации такой модели. Пришлось поэ-

тому прежде всего поступиться желанием проверять методы расчета на моделях, близких по своим параметрам к натурным крыльям. Пришлось далее отказаться от привычного облика сплошной модели.

В. Н. Беляев предложил так называемый отсечный принцип упругой модели. Он заключается в следующем: жесткостные характеристики модели создаются специальным металлическим стержнем — лонжероном. На лонжерон надеваются жесткие отсеки (например, деревянной ферменной конструкции), обтянутые тонкой обшивкой. Каждый из них жестко крепится к лонжерону в одной точке. Отсеки являются носителями массовых характеристик и образуют обводы крыла. Таким образом, в модели Беляева осуществлено (что очень важно) «разделение» упругих и массовых характеристик. Так как у этих моделей упругая схема проста и можно с высокой степенью точности определять исходные расчетные данные, то оказалось возможным сравнивать теоретические расчетные значения $V_{кр}$ флаттера моделей с экспериментальными, полученными в аэродинамических трубах, и, следовательно, по невязке в величине $V_{кр}$ оценивать пригодность расчетных методов.

Использование моделей, выполненных по схеме Беляева (1935 — 1937 гг.), — первый этап экспериментальных исследований ЦАГИ по флаттеру. Испытания на флаттер проводились в аэродинамических трубах ЦАГИ и в трубе Воронежского завода (Н. В. Альхимович, В. В. Аннилов, Е. П. Гроссман, Я. М. Пархомовский, Л. С. Попов).

Однако, несмотря на значимость исследования флаттера на таких моделях, эти эксперименты играли все же подчиненную роль. Они в той или иной степени подтверждали пригодность расчетных методов, но лишь для некоторых параметров крыла, вообще говоря, далеких от действительных. Между тем основная задача заключалась в том, чтобы создать независимый (от расчетного) экспериментальный метод исследования в аэродинамических трубах, позволяющий по данным, полученным в трубе, непосредственным пересчетом получить натурное значение $V_{кр}$ данного исследуемого самолета. Надлежало создать модели, близкие по параметрам к натурным крыльям, и создать условия испытаний в аэродинамической трубе, близкие к условиям, в которых находится крыло самолета в полете*.

М. В. Келдышем была высказана следующая мысль: нельзя ли искать решение на основе закона механического подобия. Для этого, во-первых, следовало установить сводку критериев подобия и, во-вторых, проверить, насколько реально их можно было выдержать в аэродинамических трубах того времени. Большой удачей оказалось то, что в новых тогда лабораториях ЦАГИ (1935 — 1938 гг.) эти возможности оказались достаточно широкими.

В 1937 г. была установлена теоретическая основа моделирования в аэродинамических трубах изгибно-крутильного флаттера крыла в несжимаемом потоке; этим давались правила построения динамически подобной в смысле флаттера модели (Л. С. Попов).

Но взятая сама по себе сводка теоретических правил еще не решала задачи построения динамически подобной модели (ДПМ). Решало ее только сочетание с достаточно простой конструктивной схемой, у которой легко задавались бы исходные данные. Схема Беляева как раз и удовлетворяла этому требованию. Несмотря на остававшиеся значительные конструктивные трудности, обусловленные малым весом единицы площади крыла (20 — 25 кгс/м^2), первую такую модель крыла для самолета АНТ-25 удалось построить и испытать в аэродинамической

* Отметим, что второй вопрос был решен много позднее (1946 г.); сначала исследовали флаттер изолированного крыла.

трубе Т-5 в 1937 г. (Н. В. Альхимович, Л. С. Попов)*. При площади крыла модели $S = 0{,}5$ м^2 и полуразмахе $l = 1{,}5$ м вес модели был равен 540 гс при весе лонжерона 300 гс.

Наряду с моделированием флаттера в трубах представляет очевидный интерес проверка $V_{кр}$ флаттера в полете на натурной конструкции. Такая проверка по необходимости является экстраполяционной, так как в большинстве случаев флаттер ведет к катастрофе или к тяжелой аварии самолета. Вызывать флаттер на самолете, т. е. доводить скорость полета до $V_{кр}$, даже в опытных полетах недопустимо**.

Несмотря на очевидную трудность проведения таких исследований уже в 30-х годах ЦАГИ были проведены специальные испытания на флаттер в полете. В качестве основного был принят резонансный метод.

В 1938 г. были проведены летные исследования изгибно-крутильного флаттера крыла самолета МБР-2. Самолет был оснащен механическим возбудителем колебаний, и впервые в нашей стране была построена в полете кривая $A = f(V)$. Позднее, в 1940 г., тем же методом была предпринята летная проверка элеронного флаттера на самолете СБ (М. Л. Галлай, Л. И. Ройзман).

Отсутствие в то время надежной аппаратуры, приспособленной для летных испытаний, трудоемкость и высокая стоимость самих испытаний заставили отказаться от исследования флаттера натурных самолетов в большом объеме.

Необходимую часть флаттерных исследований составляет экспериментальное определение спектра частот и форм собственных колебаний.

Спектр частот самолета-натуры в значительной степени определяет флаттерные характеристики самолета. Близость этого спектра к спектру собственных частот ДПМ свидетельствует о точности моделирования. Случаи несоответствия частот и форм собственных колебаний натуры и модели указывают на те или иные просчеты в выборе упругой схемы модели. Эти случаи, таким образом, оказываются источником получения более глубоких сведений об особенностях натурной конструкции, которые необходимо учитывать при моделировании и вообще при анализе флаттера.

Практика частотных испытаний не раз обнаруживала факты, порой неожиданные. Последующее осмысление их приводило к существенным поправкам в, казалось бы, уже сложившееся представление о работе конструкции. Последнее, в свою очередь, влекло за собой доработку расчетных методов (М. В. Келдыш, Я. М. Пархомовский, А. Л. Резник).

Известный во всех подробностях спектр собственных частот и форм колебаний — необходимый элемент информации о конструкции самолета, без которого невозможно суждение о флаттере каждого данного исследуемого самолета. Но в настоящее время даже трудно

---

* Постройка первых ДПМ для изучения флаттера в ЦАГИ опередила на несколько лет аналогичные работы за рубежом. В зарубежной технической печати 30-х годов даже высказывались утверждения о невозможности моделирования флаттера в аэродинамических трубах.

** Единственное испытание, когда конструкция намеренно доводилась до разрушения, было проведено в 1934 г. С. Н. Анохиным: одноместный планер был разрушен в глубоком пикировании. В сущности, этот полет можно считать началом летных исследований флаттера в нашей стране, хотя он и не сопровождался никакими специальными измерениями вибраций.

себе представить, в каком зачаточном состоянии находилось дело в начале 30-х годов*.

Работы по экспериментальному определению частотного спектра были начаты в ЦАГИ в 1932 г. (В. А. Аваев).

В 1937 г. А. Л. Резник предложил прибор — зеркальный виброскоп, позволявший получать на экране увеличенную в тысячи раз по сравнению с действительной амплитуду колебаний точки конструкции. Наблюдая за движением светового зайчика виброскопа через стробоскоп, можно было одновременно определить как частоту, так и относительное движение отдельных точек конструкции и благодаря этому в конечном счете установить природу резонанса.

В разработке и внедрении этого способа принимали участие В. А. Аваев, А. М. Каширин, Н. И. Марин, Н. Н. Чернышев. Эта идея — сначала сильно увеличить амплитуду колебаний и затем непосредственно наблюдать через стробоскоп за колебаниями — оказалась весьма плодотворной и на многие годы определила ход развития частотных испытаний ЦАГИ. С 1943 г. одновременно с регистрацией резонансных частот стало проводиться измерение форм резонансных колебаний (А. Л. Резник).

Таким образом, к началу 40-х годов в ЦАГИ была разработана и внедрена методика экспериментального исследования флаттера частей самолета в аэродинамической трубе, были сделаны первые шаги по учету влияния на исследуемый агрегат всей остальной части конструкции.

Уже в 1937 г. было замечено (М. В. Келдыш, Л. С. Попов), что могут встретиться случаи, когда изучение флаттера изолированных частей самолета может не дать полного представления о действительной картине флаттера самолета в целом. С такой ситуацией действительно столкнулись в середине 40-х годов, в особенности в связи с развитием тяжелого самолетостроения.

Теоретически при вычислительной технике того времени удавалось исследовать только отдельные частные случаи. Более обнадеживающим было положение с экспериментальными методами. После накопления опыта моделирования отдельных частей самолета достаточно ясными представлялись пути постройки для трубы модели целого самолета. Принципиальной же оставалась трудность создания в аэродинамической трубе условий, близких к условиям свободного полета.

В 1945 г. был найден способ подвески модели («плавающая подвеска»), приближающий условия испытаний в трубе к условиям свободного полета. В 1946 г. были впервые проведены испытания на флаттер модели самолета Ту-4 в трубе Т-102 (Н. В. Альхимович, Б. А. Киршштейн, Л. С. Попов).

Успешное решение задачи о первом моделировании флаттера тяжелого самолета в значительной мере было обусловлено тесным сотрудничеством с конструкторским бюро А. Н. Туполева и поддержкой Г. А. Озерова, Н. А. Соколова, А. М. Черемухина. Различные варианты

* В сущности, к тому времени хорошо известны были два факта: что существует явление резонанса и что во всяком сооружении могут возникать упругие колебания. Ни разработанной теории колебаний балок переменного сечения, ни методов сколько-нибудь точного измерения форм колебаний небольшой амплитуды, ни приемлемых способов возбуждения колебаний, ни тем более каких-либо приемов распознавания природы резонансов не существовало. В связи с этим интересно вспомнить, что, например, первое издание книги С. П. Тимошенко «Теория колебаний в инженерном деле» появилось только в 1928 г.

такой подвески были разработаны и для других аэродинамических труб (Н. В. Альхимович, А. М. Каширин, Б. А. Кирштейн).

С этого времени исследование флаттера на моделях самолета стало ходовым приемом установления флаттерных характеристик опытных самолетов. В настоящее время в этих работах принимают участие десятки инженеров и научных работников.

Все до сих пор описанные методы моделирования флаттера основывались на следующей принципиальной предпосылке: опыты в аэродинамических трубах можно вести на любой (даже как угодно малой) скорости потока. Это позволяло широко использовать все имеющиеся аэродинамические трубы малых скоростей. Масштаб скоростей k_V экспериментатор мог выбирать любым. Предполагалось, следовательно, что закон подобия сохраняет свою силу для пересчета в любом диапазоне скоростей потока — от скорости трубы до скорости полета натуры. Открытым, конечно, оставался вопрос о границах применимости этого предположения. Первая опытная проверка справедливости закона подобия с выходом на большие скорости потока была предпринята в 1940 г. (Н. В. Альхимович, Л. С. Попов) в скоростной трубе Т-15 ЦАГИ (размеры 100 — 150 мм; $M = 0{,}7$). Опыты в Т-15 показали, что по крайней мере до $M = 0{,}65$ можно пользоваться критериями подобия несжимаемого потока.

С вводом в строй большой скоростной трубы появилась возможность поставить систематические опыты на полноразмерных моделях в большом диапазоне чисел M и получить вполне убедительные четкие результаты о влиянии сжимаемости воздуха на флаттер крыла.

В 1947 г. эти исследования были завершены одновременно с разработкой теоретического метода расчета применительно к изгибно-крутильному флаттеру прямого крыла в дозвуковом потоке (Н. В. Альхимович, Я. М. Пархомовский, Л. С. Попов).

Простота, надежность и неприхотливость виброскопа в сочетании с возможностью уже в процессе испытаний (а не после расшифровки) получить результаты обусловили создание действительно скоростного метода — «экспресс-метода» частотных испытаний.

Потребности частотных испытаний заставили также заняться разработкой ряда вопросов, относящихся к самой их методике, — учетом влияния массы вибратора (И. В. Ананьев, А. В. Смрчек), влияния места приложения возбуждения на частоты распределенной системы (Я. М. Пархомовский, А. Л. Резник), влияния изменения плоскости вращения вибратора при колебаниях конструкции (П. Г. Тимофеев), исследованием эффекта Зоммерфельда (А. С. Повицкий) и др.

Техника эксперимента в дальнейшем совершенствовалась, была разработана приставка к виброскопам, позволившая производить записи резонансных кривых с использованием электронной аппаратуры (Е. Ф. Желтиков, В. В. Таланов), совершенствовались методы подвески самолета при частотных испытаниях (В. А. Мызин, А. Л. Резник). С 1950 г. начало применяться возбуждение колебаний в нескольких точках (синфазное и антифазное) (Н. Л. Каменцев, А. Л. Резник).

При рассмотрении пути развития аэромеханики упругого самолета в ЦАГИ ясно видно его своеобразие, ясно различимы его этапы. Сначала были получены некоторые теоретические результаты и установлены приближенные «критериальные» зависимости. На этой стадии развития задача экспериментального исследования была вспомогательной — проверить точность и границы применения расчетов. Однако, что особенно важно, расчет «навязал» схему экспериментального ис-

следования. Впоследствии положение оказалось обратным. Теперь уже эксперимент обусловливал (и диктовал) направление исследований теоретических. Именно благодаря взаимодействию обоих видов исследований оказалось возможным на разумном минимуме материала построить картину явления. Следствием этого явился относительно малый (по сравнению с известной зарубежной практикой) объем работ по обеспечению безопасности самолетов от флаттера и реверса.

Как показало испытание временем, этот путь до сих пор неизменно приводил к цели. Первопричина этого успеха — верность принципу постоянного взаимопроникновения теории и научного эксперимента. На наш взгляд, в этом и заключается продолжение традиций, ведущих начало от Н. Е. Жуковского.

ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ И ИССЛЕДОВАНИЯ*

Летные испытания занимают значительную часть всего процесса создания летательного аппарата. Ниже рассматриваются первые этапы организации летных испытаний в СССР, развитие методов летных испытаний и примеры испытания опытных самолетов. Следует иметь в виду, что в работе [1] содержится информация, касающаяся содержания и задач летных исследований за большой период времени, но не рассматриваются проблемы испытаний опытных образцов.

Четкое разделение испытаний на заводские и государственные установилось лишь в конце 30-х годов в связи с уточнением функций НИИ ВВС; до этого задачи испытаний, как правило, объединялись, и одной из главных целей являлась оценка соответствия летательных аппаратов техническому заданию или образцу, а также уточнение инструкции летчику.

Наука о летных испытаниях должна была развиваться в направлении обеспечения широкого круга авиационных специалистов рекомендациями по планированию и методологии испытаний и измерений в полете, приведения результатов опытов, выполненных в различных атмосферных и эксплуатационных условиях, к стандартным. При этом всегда весьма остро стояли вопросы безопасности испытательных полетов, сокращения продолжительности испытаний как заключительного этапа длительного цикла создания летательного аппарата.

Опыт показал, что нередко при освоении авиационной техникой новых режимов полета или при использовании в авиастроении новых компоновок и конструкций испытания нового образца превращаются в исследование новых процессов. Постоянно возникает необходимость изучения в полете новых явлений, освоения новых принципов управления или новых режимов полета, которые не моделируются на земле или не могут быть достоверно оценены аналитически. Особое место занимают летные исследования взаимодействия экипажа с летательным аппаратом, воздействия аппарата на окружающую среду. Комплексного научного подхода требуют летные исследования в интересах расследования сложных авиационных происшествий. В этих случаях нередко оказывается необходимым разрабатывать специальные методики с предварительной проверкой их в полете, проводить весьма сложные оригинальные исследования с приближением к аварийным режимам.

* Раздел написан А. Д. Мироновым

Оценив важность летных испытаний для развития отечественной авиации, Н. Е. Жуковский уже в 1919 г. счел необходимым обратиться в научно-технический отдел ВСНХ с предложением об организации в ЦАГИ летного отдела со следующими задачами [2]: «...Производство научно-обставленных исследований аэропланов в полете с целью проверки теоретических исследований различных практических коэффициентов из области динамики полета, устойчивости аэропланов, полетных их свойств, также возможных данных аэропланов, их частей и предметов оборудования и их вооружения, кои могут быть найдены полетными испытаниями...». При этом следует помнить, что в то время в стране большая часть самолетного парка состояла из иностранных самолетов или изготовленных по иностранным проектам.

В сентябре 1919 г. по предложению Н. Е. Жуковского была создана коллегия летного отдела ЦАГИ, а в начале 1920 г. был утвержден состав отдела. Это летное подразделение ЦАГИ развивалось, в него была включена секция летных исследований; оно получило новые наименования «отдел летных испытаний и доводки» и «8-й отдел». Вместе с этим эволюционировали и летно-испытательные подразделения ОКБ. К концу 30-х годов наиболее крупные ОКБ обладали своими летно-испытательными станциями, часть которых территориально базировалась на заводах, а часть — на Центральном аэродроме в Москве.

Одновременно со становлением и развитием летно-испытательной базы авиационной промышленности развертывалась испытательная база заказчиков авиационной техники. В феврале 1920 г. при Главвоздухофлоте республики был организован летный отдел, задачей которого было «...создание материальной и методологической базы для проведения испытаний авиационной техники...» [3]. 21 сентября 1920 г. был подписан приказ Реввоенсовета республики о вводе в действие «Положения об Опытном аэродроме при Главном управлении рабоче-крестьянского Красного воздушного флота Республики» и о расформировании летного отдела. В этот период на Опытном аэродроме испытывались, главным образом, закупленные за рубежом образцы авиационной техники. Программами испытаний обычно предусматривалось определение максимальной скорости горизонтального полета у земли, практического потолка, времени полета на заданную высоту, времени выполнения заданных фигур пилотажа. Максимальная скорость у земли определялась измерением времени пролета заданной базы («мерного километра»). Силами Опытного аэродрома проводились и «заводские» испытания опытных самолетов, которые начали создаваться советскими конструкторами. Аэрологическим подразделением Опытного аэродрома выполнялось зондирование атмосферы; была организована лаборатория анализа горюче-смазочных веществ, а также электрорадиокабинет — по существу, первая испытательная организация по специальному оборудованию самолетов. Ведущими летчиками-испытателями аэродрома были М. М. Громов, М. А. Волковойнов, А. И. Томашевский, штурманами — Б. А. Стерлигов, С. А. Данилин, И. Т. Спирин, инженерами-испытателями — Е. К. Стоман, Н. С. Куликов и др.

В 1922 г. Опытный аэродром, находившийся на б. Ходынском поле, был преобразован в Научно-опытный. Здесь одним из первых прошел летные испытания самолет ТБ-1 (АНТ-4).

Размещение на одном летном поле нескольких испытательных организаций — Научно-опытного аэродрома, подразделений ЦАГИ и опытных заводов — облегчало творческие контакты между специалистами. Прогресс в деятельности Научно-опытного аэродрома, повышение уровня

его работ послужили основанием для преобразования его в октябре 1926 г. в Научно-испытательный институт ВВС РККА.

К этому времени на испытания стали поступать самолеты отечественной разработки. Специалистами ЦАГИ и НИИ ВВС проводились систематические исследования по совершенствованию методов летных испытаний, освоению зарубежного опыта. Практически все объекты авиационной техники стали приниматься на вооружение только после получения положительного заключения НИИ ВВС.

4 октября 1930 г. решением советского правительства был создан Научно-исследовательский институт Гражданского воздушного флота (НИИ ГВФ). Его летное подразделение также получило базу на Центральном аэродроме. Часть испытаний НИИ ГВФ проводил на аэродроме в Тушино.

В 1929 г. было принято решение о строительстве для НИИ ВВС специального испытательного аэродрома; зоной строительства была определена местность неподалеку от подмосковного города Щелково.

В соответствии с Положением о НИИ ВВС он стал «Техническим контрольным центром ВВС» и имел своим назначением «производство научно-испытательных работ по всем отраслям применения ВВС и по усовершенствованию их материальной части и вооружения» (см. [3]). Исследовательские работы в институте возглавил Б. Т. Горощенко. Состав основных летчиков-испытателей пополнился Г. Ф. Байдуковым, откомандированным из строевой части; из Осоавиахима был переведен В. П. Чкалов. 11 ноября 1932 г. В. П. Чкалов посадил первый самолет на взлетно-посадочную полосу нового аэродрома, названного впоследствии «Чкаловская». Это был получивший широкую известность бомбардировщик ТБ-3.

В конце 1934 г. вошло в действие новое положение о НИИ ВВС. В число задач института включено [3] «выполнение научно-исследовательских работ в области авиации и участие в таких работах, проводимых другими организациями и учреждениями...», а также разработка и совершенствование методик летных испытаний образцов авиационной техники и вооружения.

В 1935 г. завершилось перебазирование НИИ ВВС на новый аэродром, с которого уже могли взлетать тяжело нагруженные самолеты. Началась серия знаменитых рекордных полетов, которые готовились и обеспечивались бригадами специалистов авиационной промышленности и ВВС.

Условия проведения испытательных полетов, выполняемых ЦАГИ и ОКБ на Центральном аэродроме, все более ограничивались взлетно-посадочными характеристиками самолетов и становились небезопасными из-за застройки периферии аэродрома. Стала актуальной задача создания специального испытательного аэродрома ЦАГИ вне Москвы. В 1935 г. было начато проектирование высотной лаборатории и самого аэродрома вблизи г. Раменское Московской области (взлетно-посадочной полосы и ангара). Высотная лаборатория была построена и принята в эксплуатацию 15 апреля 1939 г., а в июле того же года введена в эксплуатацию взлетно-посадочная полоса длиной 1200 м, удлиненная к концу 1939 г. до 2000 м.

В 1940 г. советским правительством было принято решение об организации Летно-исследовательского института на базе нескольких подразделений ЦАГИ, а в марте 1941 г. этот институт был создан. Начальником института был назначен самый авторитетный летчик-испытатель Герой Советского Союза М. М. Громов, активными организаторами института стали А. В. Чесалов, М. А. Тайц, В. С. Ведров, Н. С. Строев, Б. Н. Егоров, С. И. Турецкий. Институт был укомплекто-

ван летчиками-испытателями, переведенными из ЦАГИ. В их числе были: Ю. К. Станкевич, Н. С. Рыбко, Г. М. Шиянов, В. Л. Расторгуев, А. Н. Гринчик, М. Л. Галлай, И. И. Шелест.

Начавшаяся Великая Отечественная война существенно повлияла на деятельность НИИ ВВС и только что созданного ЛИИ. Основными задачами институтов стали доводка и усовершенствование боевых самолетов, контроль технических качеств серийных боевых самолетов, разработка рекомендаций по повышению их боевой эффективности и расширению условий эксплуатации, изучение приобретенной за рубежом и трофейной авиационной техники. Институты были эвакуированы: НИИ ВВС в Свердловск, ЛИИ — в Казань и Новосибирск. Из летчиков-испытателей и других специалистов были сформированы подразделения, принимавшие участие в боевых действиях на фронтах Великой Отечественной войны.

В 1942 г. большинство специалистов институтов было возвращено на основные базы и продолжало испытывать как новые самолеты, так усовершенствованные и серийные. Уже в этот период началась разработка методов летных испытаний самолетов с турбореактивными двигателями, оценка особенностей самолетов при скоростях, приближающихся к звуковым.

РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Первые же испытания самолетов поставили перед специалистами вопрос о создании методов испытаний, их научном обосновании, способах и средствах измерений. Вначале основными оценками самолета были их некоторые летно-технические характеристики (скорость, потолок) и качественные оценки летчиками пилотажных свойств. По мере увеличения массы самолета становилось актуальным определение взлетно-посадочных характеристик, оценка деформаций и прочности конструкции. На ранней стадии специалисты столкнулись с проблемами устойчивости и управляемости, нередко определявшими безопасность полета, реальную возможность выполнения полета и достижения практических целей.

Повышение требований к объективности и достоверности информации о технических свойствах самолетов вызвали необходимость создания как специальных измерительных средств для летных испытаний, так и методов оценки влияния внешних факторов на эти свойства самолетов и приведения количественных характеристик к условиям, принятым для сопоставления. Вначале измерения производились визуальными приборами, показания которых записывались на планшете летчиком или наблюдателем. Первые высотомеры прикреплялись к колену летчика, и лишь позднее приборы начали размещать на приборной доске. При испытаниях зарубежных самолетов ЦАГИ и Опытным аэродромом в 20-х годах использовались зарубежные измерительные приборы — альтиметры (высотомеры), указатели скорости, уклономеры, счетчики оборотов двигателя, часы с секундомером. Позже запись показаний этих приборов стала дублироваться путем фото- и киносъемки приборной доски.

Первыми самописцами высоты полета (по атмосферному давлению) были метеорологические барографы (с расширенным диапазоном изменения давления для регистрации больших высот). Запись осуществлялась царапаньем на закопченной бумаге или чернилами с нанесенной заранее на бумаге сеткой высот. Для вычисления летных характеристик использовалась Международная стандартная атмосфера [4]. Первые ме-

тоды приведения летных характеристик, полученных в натурных условиях, к стандартным атмосферным условиям, основывались на понятии «высоты по плотности» (метод Мизеса). Метод исходил из пропорциональности аэродинамического сопротивления самолета и тяги двигателя плотности воздуха. В дальнейшем методы приведения базировались на отклонении температуры от стандартной в условиях постоянной «высоты по давлению атмосферы»; этот подход используется до настоящего времени. Первые методические указания по пересчету измеренного в полете расхода топлива на другие условия были разработаны А. И. Каширины м и В. П. Кузнецовым [5].

Подготовка и проведение рекордных полетов, сравнение летных данных однотипных самолетов потребовали детализации методов приведения летных характеристик к заданным условиям; такие методы были созданы и апробированы М. А. Тайцем и Б. Н. Егоровым [6, 7]. Для обоснования справедливости методов потребовалось проведение сравнительных испытаний в аэродинамической трубе и в полете воздушных винтов [8].

Скоростная характеристика самолета (рис. 1) после приведения измеренных значений скорости к стандартным условиям представляла собой объективную оценку скоростных свойств самолета. Отклонение от этой оценки конкретного экземпляра серийного самолета или определенной группы самолетов указывало на изменение их аэродинамики, мощности силовой установки или полетной массы. Методы приведения эффективно использовались для оценки изменения характеристик самолета под влиянием уменьшения его массы за счет расходования топлива [9]. При этом следует иметь в виду, что, например, масса самолета АНТ-25 при известных дальних рекордных полетах уменьшалась с 11,5 т на старте до 4,7 т в конце полета. Методика позволяла прогнозировать летные характеристики самолета и определять необходимые режимы на протяжении всего полета на основании небольшого объема летных испытаний, выполненных перед рекордными перелетами.

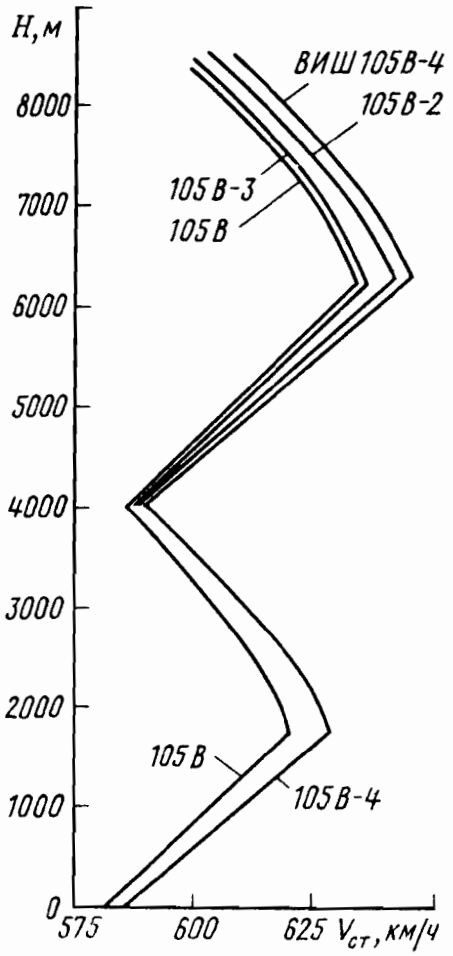


Рис. 1. Максимальные скорости самолета Ла-5 с различными воздушными винтами

Важнейшим методическим приемом летных испытаний, актуальным и ныне, является определение так называемых аэродинамических поправок указателя скорости и высотомера. Для измерения базовых параметров полета — воздушной скорости и высоты по давлению использовался аэродинамический метод, основанный на восприятии давления полного напора и статического давления атмосферы с помощью приемника воздушного давления типа трубки Пито (ПВД). Отличие значения давления, воспринятого ПВД, от атмосферного вызывало необходимость определения его в виде аэродинамических поправок δV_a и δH_a в полете, а затем внесения их в результаты измерений при определении характеристик самолета. Были разработаны приемы, основанные на сопоставлении зафиксированной на самолете скорости со скоростью, вычисленной на основании времени прохождения мерной базы известной протяженности. Такой прием получил наименова-

ние «скоростной метод». Применялся и «высотный метод», при котором измерялась разность между истинной высотой по давлению атмосферы и высотой, зафиксированной высотомером в кабине. Для этого на какой-либо башне размещался прецизионный барометр, а самолет выполнял серию полетов на высоте башни при различных скоростях. Разность между показаниями высотомера в кабине и барометра являлась аэродинамической поправкой высотомера δH_a.

Для определения аэродинамических поправок ПВД применялся и разработанный в ЦАГИ Д. С. Зосимом и Б. В. Смирновым метод аэролага. Аэродинамическая поправка вычислялась как разность давлений, воспринятых ПВД на самолете и ПВД на аэролаге, свободном от влияния самолета. Позднее использовались различные модификации скоростного и высотного методов; были разработаны приемы и таблицы, позволявшие вычислять поправки δH_a по экспериментально определенным поправкам δV_a и, наоборот, поправки δV_a по δH_a. Изменение расположения ПВД на самолете нередко вызывало конфликты заказчика с промышленностью, так как это иногда сопровождалось изменением аэродинамических поправок, в том числе уменьшением максимальной скорости, зафиксированной летчиком по прибору в кабине. Если скорость по прибору оказывалась меньше установленной нормы, то только тщательный учет аэродинамической поправки предотвращал остановку приемки самолетов вследствие кажущегося «недобора скорости».

По мере увеличения скорости и высоты полета самолетов оказался актуальным учет влияния сжимаемости воздуха при вычислении истинной воздушной скорости. Метод учета влияния сжимаемости был разработан А. В. Чесаловым [10] и стал обязательным элементом обработки результатов летных испытаний.

Вычисление истинной скорости, а также определение условий работы силовой установки потребовали знания фактической температуры атмосферного воздуха на высоте полета. Особенности измерения температуры воздуха анализировались В. И. Поликовским и В. А. Кочетковым [11]; разработанный метод ее измерения был введен в практику летных испытаний. Температура измерялась спиртовым термометром, укрепленным на внешней поверхности самолета в месте, удобном для наблюдения и удаленном от источника нагревания (мотора). В показания термометра вносилась поправка на торможение потока, вычисленная по известной формуле адиабатического нагрева и уточненная экспериментально в полете по результатам калибровочных режимов.

Задача определения маневренных характеристик в основном касалась боевых самолетов и заключалась вначале в определении времени выполнения заданных эволюций и изменения скорости и высоты полета (например, времени виража, увеличения высоты при выполнении боевого разворота). Затем внедрение в практику испытаний самописцев перегрузок, угловых скоростей, высоты и скорости позволило детально и всесторонне анализировать элементы маневров, включая условия достижения предельных перегрузок, максимальных угловых скоростей, продолжительности ввода самолета в маневр и вывода из него.

Определение взлетно-посадочных характеристик самолетов включало в себя на первых порах измерение длины разбега и пробега с помощью фиксации наблюдателями на аэродроме мест отрыва при взлете и мест касания и полной остановки при посадке. По записям приборов на борту самолета эти моменты фиксировались по косвенным признакам (например, по характерному изменению размыва записи приборов при

движении по земле и в полете); в эти моменты времени фиксировались скорость отрыва на взлете и посадочная скорость.

Совершенствование техники измерения траектории движения самолета на взлетно-посадочных режимах было обеспечено использованием сначала неподвижных фото- и киноаппаратов, а затем поворотными кинокамерами, фиксирующими наряду с изображением самолета также его азимут относительно некоторого направления и изображение секундомера. Определенным шагом вперед была специальная измерительная фотокамера, обеспечивающая фиксацию траектории самолета на неподвижный кадр.

В 40-х годах для этой цели стали применять кинотеодолитные станции; синхронизированные кадры двух разнесенных станций давали информацию об углах азимута и возвышения в едином времени. Последующие расчеты обеспечивали высокую точность определения не только трех координат самолета, но и его скорости. Этот метод и его модификации применяются и сегодня.

Был разработан и использовался удобный, хотя и менее точный, метод измерения длины разбега и пробега «по оборотам колеса». Для этого колесо основного шасси самолета снабжалось датчиком (счетчиком) оборотов. Зафиксированное во времени число оборотов колеса позволяло вычислить пройденный путь. При этом для расчетов принимался радиус колеса с учетом обжатия пневматика. Удобство этого метода заключалось в его автономности, независимости от внешних измерительных средств; однако он обладал принципиальным недостатком — невозможностью прямого учета проскальзывания колеса.

Оценка прочности самолетов, нагружения их конструкции в полете вызывалась, с одной стороны, желанием конструкторов убедиться в величине действующих в элементах усилий, а с другой, накопить материалы для подтверждения нормируемых нагрузок, уточнения норм прочности. Простейшим, хотя и косвенным, был впервые примененный А. И. Макаревским [12] метод определения деформаций крыла с последующим сопоставлением с деформациями, оцененными расчетными методами или в условиях статических испытаний на земле. Существенный вклад в обобщение методов исследований вибрации конструкций внесла монография А. В. Чесалова [13]. К числу драматических эпизодов из области летных испытаний авиационных конструкций на прочность нужно отнести смелый и рискованный испытательный полет С. Н. Анохина с доведением до предельных нагрузок или флаттера и разрушения планера «Рот Фронт» на одном из Всесоюзных планерных слетов в Коктебеле. Единственным объективным свидетелем условий разрушения был сам летчик, гарантии сохранения жизни которого тогда, по-видимому, никто не давал. Он был выброшен из кабины и благополучно приземлился на парашюте. Наблюдатели с земли зафиксировали лишь факт разрушения планера.

Особый раздел методологии летных испытаний самолетов относится к определению характеристик устойчивости и управляемости. До разработки количественных методов эти свойства самолета оценивались летчиками-испытателями качественно путем формирования экспертных оценок одним или несколькими летчиками. При этом использовался определенный перечень маневров, движений рулями, наблюдений за движением самолета в ответ на отклонение рулей. Выполнялись импульсы и перекладывание рулей, освобождение рулей после их отклонения. Качественно оценивались усилия, прикладываемые к рычагам управления, особенности самолета при торможении до малой скорости, наличие или отсутствие предупреждающей тряски при приближении к сваливанию и др. Формирование этих качественных оценок является обязательным и сейчас одновременно с использованием объективных ко-

личественных методов. Ю. А. Победоносцевым созданы методические основы летных исследований неустановившегося движения [14].

Во второй половине 30-х годов были разработаны методы количественной оценки характеристик устойчивости и управляемости. К числу одной из первых отечественных работ в этой области, созданной с использованием зарубежного опыта, была работа С. И. Афанасьева [15]. В основе методики оценки продольной устойчивости лежит получение балансировочных кривых отклонения руля высоты в функции скорости полета при различных положениях центра масс самолета. Анализ этих зависимостей дает информацию об устойчивости самолета, наличии зон неустойчивости, о нейтральной центровке и запасе продольной устойчивости. В дальнейшем с помощью измерения усилий, прикладываемых летчиком к рычагу управления, появилась возможность определения характеристик продольной статической устойчивости с освобожденным рычагом управления и таких важных критериев, как градиент усилий по перегрузке, эффективность триммера и др. Получили развитие и методы определения характеристик боковой устойчивости. Обобщая их, летчик-испытатель Ю. К. Станкевич подготовил в 1941 г. работу [16], явившуюся основой для многих последующих методических разработок в рассматриваемой области. Для создания момента крена центр масс самолета смещался вбок (с помощью дополнительного груза в крыле); создание путевого момента обеспечивалось раскрытием парашюта с известным и контролируемым аэродинамическим сопротивлением на одном конце крыла. Эффективность элеронов и руля направления вычислялась исходя из условий равенства искусственно созданного внешнего момента моменту, обеспечиваемому отклонением соответствующей рулевой поверхности. Эффективность элеронов определялась и в динамическом режиме путем выполнения «дач элеронов». Для этого измерялись угловая скорость крена и угол отклонения элеронов. Измерение усилия, прикладываемого к рычагу управления, позволило получить характеристики управляемости по крену. Именно эти задачи потребовали разработки приборов-самописцев для регистрации угловой скорости, усилий, прикладываемых летчиком к рычагам управления, и других параметров. Эти и другие самописцы были разработаны группой специалистов ЦАГИ под руководством С. А. Ноздровского; подробная информация об этих самописцах дана в [17]. Первый трехкомпонентный самописец угловых скоростей (жирограф) был разработан Н. А. Пилюгиным.

Были созданы самописцы углов атаки и скольжения, однако результаты измерений существенно искажались вследствие влияния самолета на поток в месте расположения датчика. Поэтому при определении характеристик боковой устойчивости угол скольжения обычно уточнялся по измеренной боковой составляющей перегрузки и полученному из продувок модели самолета значению коэффициента боковой силы.

Принципиальным вкладом в развитие методов летных испытаний была работа В. А. Котельникова [18], которая положила начало новому направлению в науке — летным испытаниям самолетов, снабженных автопилотом.

Уже первые типовые программы летных испытаний опытных истребителей определяли необходимость «испытаний на штопор», и каждый опытный самолет проходил такие испытания. Однако только в середине 30-х годов методология этих испытаний была развита до получения объективных количественных оценок штопора [19] и выдачи рекомендаций летчику по выводу самолета из штопора. Были разработаны методы испытаний самолета на штопор начиная с торможения до минимальной скорости с оценкой признаков сваливания; оценивались выводы из сваливания, штопор до трех витков и вывод из него. Оценивались последствия некоторых ошибочных действий летчика и

способы их преодоления. Многообразие явлений, связанных со штопором самолета, нередко превращало испытания самолета в исследования. Поэтому первые испытания самолетов на штопор проводились большей частью специалистами ЦАГИ, ЛИИ и НИИ ВВС. К числу выдающихся летчиков-испытателей — специалистов по испытаниям на штопор в рассматриваемом периоде времени должны быть отнесены Станкевич, Гринчик, Анохин, Верников, а в НИИ ВВС — Кочетков, Голофастов, Степанченок, Стефановский, Никашин. Большой вклад в исследования штопора внесли летчики-испытатели Волковойнов и Огородников, погибшие при испытаниях на штопор.

Для освоения специалистами методологии летных испытаний, методического обеспечения испытаний новых самолетов требовались обобщения указаний, разработка единых методов, руководств по летным испытаниям. Первым обобщающим руководством такого назначения стал «Справочник авиаконструктора» [20], в первом томе которого, выпущенном ЦАГИ в 1937 г., содержалась глава «Испытания самолета в полете». Вскоре в Трудах ЦАГИ была издана работа А. В. Чесалова [21], обобщившая результаты испытаний опытных самолетов, а в 1941 г. была издана монография Б. Н. Егорова [22] с детальным изложением как методов испытаний, так и обработки и анализа результатов.

Анализ типовых программ испытаний опытного самолета, предлагавшихся в рассматриваемый период времени, указывает на существенное их изменение буквально в течение двух-трех лет вследствие усложнения авиационной техники. Так, в работе [23] была приведена программа, состоящая всего из 27 полетов общей продолжительностью 30 ч, в которой указывалось, что продолжительность подготовки опытного самолета к испытаниям составляет 2 дня, анализ и оформление результатов — 5 дней. Указывалось также, что необходимо предусмотреть 4 — 5 полетов для доводки самолета и отдельных агрегатов. В упомянутом выше «Справочнике авиаконструктора» приведена типовая программа испытаний опытного самолета, которая содержит 92 полета общей продолжительностью 82 — 95 ч. В числе включенных в программу задач указаны такие, как снятие поляры, снятие характеристик винтов, испытания на динамическую устойчивость, испытания на штопор. Программой предусматривались полеты для определения температурных характеристик моторной группы и доводки системы охлаждения, полеты на больших скоростях с целью проверки отсутствия вибраций типа флаттера, определения границы устойчивости двигателя и подбора шага винта, снятие кривых статической устойчивости, испытания самолета в перегрузочном варианте, определение характеристик самолета на лыжах и другие задачи. Сопоставление этих программ показывает, что увеличение их объема определялось увеличением числа и сложности функций самолета и, кроме того, расширением знаний специалистов относительно необходимых задач испытаний. Воспользуемся случаем и напомним, что испытания современных самолетов предусматривают необходимость выполнения более 1500 — 2000 полетов, что является показателем прогрессивного усложнения самолетов, их систем и расширения функций.

В 1944 г. с учетом опыта испытаний самолетов предвоенного и военного поколений ЦАГИ было выпущено «Руководство для конструкторов» [24], в котором объем типовой программы летных испытаний был несколько сокращен по сравнению с указанным выше. Общее число полетов для испытаний истребителя составляло 60 — 70 полетов (40 — 50 ч), а для бомбардировщиков 70 — 80 полетов (50 — 60 ч). В этом «Руководстве» впервые были разработаны указания о типовом отчете по летным испытаниям опытного самолета, правила проведения веду-

щими специалистами ЛИИ контрольных испытаний серийных самолетов. В авторский коллектив четвертой части этого руководства, возглавляемый А. В. Чесаловым, входили В. С. Ведров, Б. Н. Егоров, А. С. Качанов, Н. С. Строев, М. А. Тайц, В. Ф. Болотников, Ю. К. Станкевич, А. Н. Гринчик.

ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ В ПЕРИОД ВЕЛИКОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ВОЙНЫ

Накануне войны коллективам оборонных ОКБ предстояло в сжатые сроки создать новые образцы боевой техники. Объем и условия проведения испытаний боевых самолетов можно продемонстрировать на примере опытных истребителей И-26 (в серии Як-1) и И-301 (в серии ЛаГГ-3) [25].

Первый экземпляр самолета И-26 совершил рулежки и пробежки 5 января 1940 г., 13 января летчик-испытатель завода Ю. И. Пионтковский произвел первый вылет, а 27 апреля при выполнении очередного испытательного полета он погиб. На втором экземпляре самолета первый вылет совершил 23 марта летчик-испытатель С. А. Корзинщиков. После выполнения 65% объема заводских испытаний самолет был 1 июня передан в НИИ ВВС на государственные испытания. Эти испытания самолет не выдержал, однако их результаты позволили сформулировать предложение о постройке серии для войсковых испытаний. 13 октября начались испытания доведенного самолета И-26, а уже в начале декабря в отчете по государственным испытаниям было записано: «...считать самолет И-26 прошедшим государственные испытания удовлетворительно...». Ряд важных систем нуждался в дополнительной доводке, которая продолжалась в 1941 г., в том числе и после начала боевых действий.

Первый вылет на самолете И-301 выполнил 28 марта 1940 г. летчик-испытатель НИИ ВВС А. И. Никашин. Заводские испытания были закончены 12 апреля, и через два дня самолет был передан на государственные испытания. Летчики-испытатели НИИ ВВС П. М. Стефановский и С. П. Супрун в течение 10 дней выполнили 42 полета. Хотя из-за ряда дефектов самолет не прошел государственных испытаний, рекомендовалось «построить серию для войсковых испытаний».

Уже 9 августа 1940 г. на аэродроме появился второй экземпляр самолета, а спустя 3 дня был осуществлен его первый вылет, закончившийся, к сожалению, поломкой. 10 октября было принято решение о запуске самолета И-301 в серийное производство. 25 октября самолет был передан в НИИ ВВС для государственных испытаний.

Эти примеры свидетельствуют о том, что в условиях приближавшейся войны и конкуренции между конструкторами летные испытания опытных самолетов проводились в исключительно сжатые сроки и сопровождались, как правило, большим объемом доводочных работ. Решения о подготовке к серийному производству принимались до окончания государственных испытаний. Такой темп испытаний и налаживания серийного выпуска неизбежно должен был сказаться на качестве самолетов, а следовательно, на работе институтов и ОКБ по изысканию резервов боевых качеств опытных и серийных самолетов, по устранению недостатков, выявившихся в ходе боевой эксплуатации.

Великая Отечественная война 1941 — 1945 гг. не только изменила условия работы НИИ ВВС и ЛИИ, но и потребовала существенного повышения оперативности действий специалистов институтов и авиационных заводов по разработке мер поддержания на нужном уровне боевых, летно-технических и эксплуатационных характеристик самолетов.

В этих условиях испытания нередко объединялись с разработкой методологии, превращались в летные исследования новых явлений, процессов, конструкций.

Достаточно полное представление о деятельности ЛИИ в военные годы дает его годовой отчет за 1943 г. [26]. На стр. 2 этого отчета указывалось: «...Вся деятельность ЛИИ за 1943 г. протекала по линии:

1. Осуществления систематического контроля за качеством (летные данные и эксплуатационные свойства) боевых самолетов, выпускаемых серийными заводами авиационной промышленности.
2. Проведения испытаний и доводки многочисленных модификаций серийных самолетов.
3. Проведения испытаний отдельных опытных самолетов.
4. Испытания и изучения отдельных заграничных самолетов.
5. Испытания и доводки основных агрегатов самолета:
   винтомоторная группа;
   винты и механизмы винтов;
   вооружение;
   спецоборудование.
6. Изучения и разрешения отдельных технических проблем, непосредственно определяющих качество боевых самолетов:
   устойчивость и управляемость;
   увеличение дальности полета;
   сокращение послепосадочного пробега;
   улучшение взлетных качеств;
   обеспечение высотности охлаждения и зажигания;
   геометрические размеры кабины и аппаратура жизнеобеспечения для экипажа при высотных полетах;
   увеличение дальности радиосвязи и т. д.
7. Уточнения и дальнейшего усовершенствования методики летных испытаний и исследований.
8. Создания специальной аппаратуры для летных испытаний и исследований.
9. Оказания непосредственной помощи отдельным конструкторским бюро, авиационным заводам и частям ВВС по разрешению ряда технических вопросов эксплуатации самолетов в целом или отдельных агрегатов.
10. Выполнения промышленных испытаний ряда серийных и опытных объектов спецоборудования и вооружения».

Специфика работы заключалась в том, что быстрое освоение новых образцов авиационной техники, производство которых началось перед самой войной или осваивалось в первый ее период, требовало выявления недостатков, снижавших боевую эффективность, среди которых преобладало снижение летных данных вследствие тяжелых условий серийного производства в эвакуации, низкой квалификации привлекаемых новых кадров и недостатков материально-технического снабжения. При этом характерными недостатками самолетов были низкое качество обводов крыла, большая шероховатость поверхности, плохая герметизация отсеков, подгонка люков и крышек капотов, недостаточное или избыточное охлаждение двигателей, неуверенный запуск.

Устранение причин снижения летных данных потребовало разработки методов определения доли каждой из них. Были разработаны и применены способы измерения отклонения обводов крыла и лопасти воздушного винта от заданных, изобретены достаточно простые и эффективные способы оценки в полете величины «отсоса» щитков шасси и других поверхностей. Наиболее эффективным приемом была доводка выбранного экземпляра самолета до «эталонного» состояния силами специалистов ОКБ, ЦАГИ, ЛИИ и демонстрация последствий таких изменений в условиях серийного производства или фронтового полевого аэродрома. Значительная часть таких работ относилась к улучшению воздушных винтов, двигателей. В практике встречались и курьезные случаи. Так, И. Г. Рабкин рассказывает в своей книге (см. [25]) о срочной командировке специалистов НИИ ВВС в часть, в которой лет-

чики самолетов ЛаГГ-3 указывали на трудность борьбы с истребителями противника из-за снижения скорости на 30 — 50 км/ч по сравнению с указанной в инструкции. Специалистами НИИ ВВС основная причина была установлена сразу: летчики для улучшения обзора решили летать со снятой сдвижной частью фонаря; кроме того, для борьбы с замасливанием передней части фонаря на верхней поверхности фюзеляжа перед фонарем был установлен отбрасыватель масла. Рекомендованные специалистами НИИ ВВС способы возвращения к исходным условиям эксплуатации вернули «потерянную» скорость, и была проведена доработка, предотвращающая выброс масла. С целью постоянного оперативного контроля качества изготовления самолетов с 1942 г. на серийных заводах работали ведущие инженеры-испытатели ЛИИ, задачей которых были ежемесячный выборочный контроль качества самолетов в полете; это не исключало, а дополняло военную приемку. Была разработана программа таких испытаний, отличавшаяся ограниченным объемом (3 — 5 полетов) и поэтому малыми затратами времени. Был принят порядок, при котором результаты испытаний немедленно сообщались руководству завода, ЛИИ и Наркомата авиационной промышленности.

На рис. 2 приведен график результатов контрольных испытаний самолетов Як-1 производства Саратовского авиационного завода в 1943 г. Контрольные испытания были одним из средств мобилизации производства для поддержания заданного уровня качества продукции.

В процессе массовой боевой эксплуатации самолетов появлялся и другой поток задач, требовавших не только летных испытаний, но нередко и конструктивных разработок, совершенствования технологии производства. Так, самолеты практически всех типов прошли через одинаковую «болезнь» — массовые отказы приборов, систем и элементов бортового оборудования в условиях полетов с грунтовых аэродромов. Специалистами ЛИИ П. Л. Ерухимовичем и И. К. Жижелевым ([26])

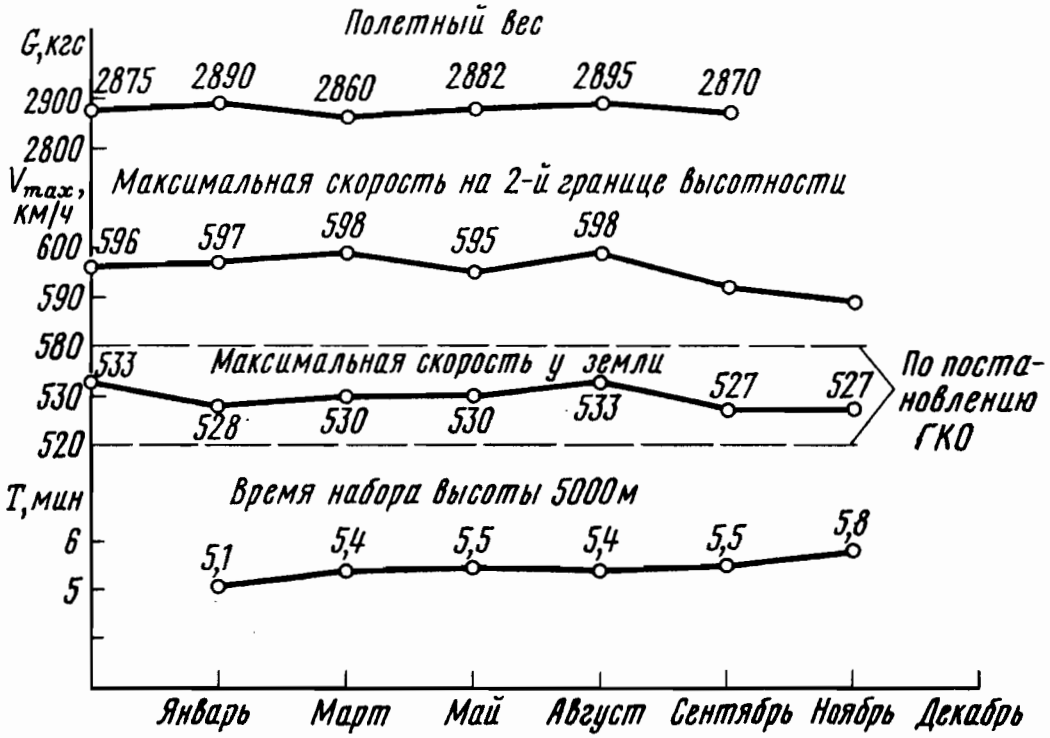
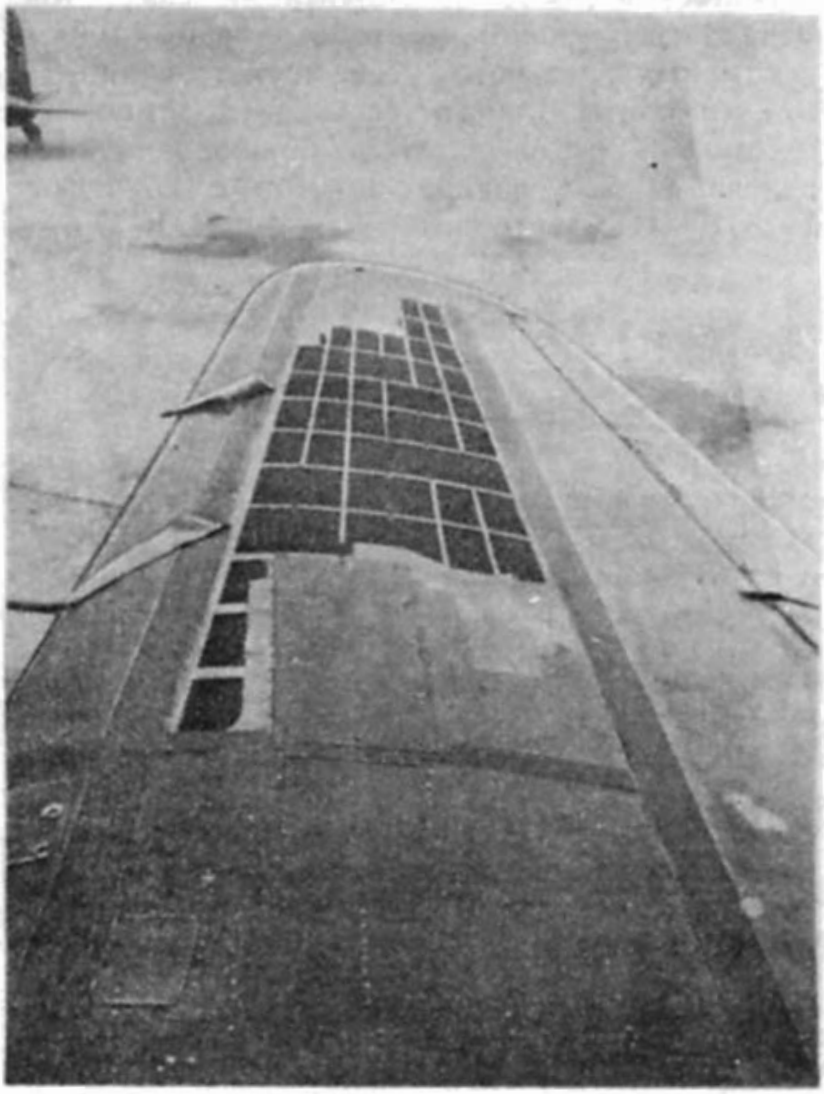


Рис. 2. Изменение основных технических характеристик самолетов Як-1 с мотором М-105ПФ

проблема была оперативно изучена и по каждому типу самолета выданы рекомендации. Диагноз был однотипным: самолеты выпускались с неоптимальными для грунтовых аэродромов свойствами амортизации шасси. Шасси на неровных фронтовых аэродромах оказались чрезмерно жесткими. Это, с одной стороны, вызывало высокий уровень динамических нагрузок на элементы бортового оборудования и выход его из строя, а с другой, нередко приводило к «прыжкам» самолета, к ухудшению характеристик его движения по земле. Срочно разработанная методика испытаний потребовала дополнительного измерения только ходов амортизационных стоек с помощью широко применявшихся самописцев отклонения рулей. Эти исследования ЛИИ позволили привести в нужное состояние практически все самолеты фронтовой авиации путем изменения количества заливаемой в амортизатор жидкости и давления воздуха.

Ярким примером оперативных испытаний может служить изучение в полете разрушения обшивки верхней поверхности крыльев самолетов Ил-2. Путем воспроизведения режимов полета, близких к тем, при которых эти разрушения были отмечены во фронтовых частях, летчик-испытатель Н. В. Адамович продемонстрировал это явление в условиях испытательного полета. Разрушенная конструкция была «привезена» на землю и дала возможность ученым и производственникам установить причину разрушения (плохое качество приклеивания обшивки крыла к каркасу) и внести изменение в технологию производства этого массового боевого самолета.



Воспроизведение в полете разрушения верхней поверхности обшивки крыла самолета Ил-2

Жизнь требовала подтверждения заданного ресурса самолетов (в особенности учебно-боевых, которые не несли боевых потерь, а использовались в учебных полках). Условия военного времени заставили и в этом случае пойти на получение «лобовых» оценок. Для этого на выделенном экземпляре самолета в многократных полетах выполнялись комплексы маневров с воспроизведением определенного сочетания предельных скоростей, перегрузок и режимов работы двигателей. Взлетно-посадочные нагрузки создавались в кратковременных полетах «по кругу» с частыми взлетами и посадками. Объективным показателем достаточности ресурса было отсутствие каких-либо отказов или неисправностей во время всего назначенного объема полетов «на ресурс». Отказы анализировались, и после установления причин проводилась доработка в серийном производстве и в строевых частях.

Много внимания специалисты ЛИИ, ЦАГИ, ЦИАМ и ОКБ вынуждены были уделять таким проблемам, как улучшение охлаждения двигателей. Например, конструкцией самолета с двигателем воздушного охлаждения предусматривалось измерение температуры только одного цилиндра. Однако в полете летчики отмечали признаки неравномерности температуры в различных цилиндрах, неустойчивую работу, тряску, превышение предельной температуры. Тщательными исследованиями обнаружились отступления от чертежей формы и условий установки дефлекторов — поверхностей, которые должны были обеспечивать равномерный обдув и охлаждение каждого цилиндра. Доработки внедрялись немедленно, и дефект устранялся.

Немало трудностей вызывала эксплуатация самолетов на пыльных аэродромах. Пыль, попадая в двигатель вместе с засасываемым воздухом, загрязняла масло, приводила к быстрому износу трущихся деталей и выходу двигателя из строя. В ЛИИ выполнили серию летных испытаний и вместе с ЦАГИ разработали различные конструкции воздушных фильтров, не снижающих мощности моторов в полете.

Существенного улучшения эксплуатации самолетов в зимних условиях удалось добиться специалистам ЛИИ В. С. Панкратову, В. В. Уткину, А. Т. Фролову (см. [26]) путем отработки системы «газового запуска» моторов. Запуск двигателей зимой требовал предварительного прогрева как самого двигателя, включая каналы питания маслом трущихся частей, так и карбюратора, генерирующего топливо-воздушную смесь нужной дисперсности. В условиях фронтовых аэродромов процедура внешнего подогрева двигателя недопустимо усложняла предполетную подготовку и препятствовала постоянной боеготовности. Система «газового запуска» предусматривала устранение этих трудностей путем дозированного разжижения масла бензином перед достаточно длительной остановкой, что могло выполняться силами специалистов полевых мастерских.

Следует напомнить, что опыт эксплуатации боевых машин выдвигал нередко взаимно противоречивые требования. Так, желание получить дополнительный выигрыш в скорости полета привел специалистов ЦАГИ к предложению применить индивидуальные выхлопные патрубки двигателей самолета Пе-2. В условиях летных испытаний прирост скорости подтвердился, однако было отмечено повышение заметности самолета ночью из-за большей светимости выхлопа. Потребовались дополнительные конструктивные меры, снизившие этот неблагоприятный эффект.

В числе наиболее частых замечаний боевых летчиков была низкая надежность радиосвязи. Анализ специалистами ЛИИ этого явления по-

казал необходимость значительного улучшения качества металлизации элементов самолета. Результаты внедрения рекомендаций сказались немедленно — дальность и качество связи в условиях испытаний на серийных заводах и в строевых частях не только восстановились, но и превысили заданные нормативы.

Не менее результативной оказалась работа по совершенствованию системы заполнения бензобаков нейтральным газом как средства повышения боевой живучести самолетов. Разработка систем подачи в топливные баки нейтрального газа, в качестве которого использовались выхлопные газы двигателей, была выполнена в 1942 — 1943 гг.

В ЛИИ под руководством В. В. Косточкина после тщательных испытаний в полетах было обеспечено существенное повышение взрывобезопасности самолетов в случае боевых повреждений (см. [26]). Были улучшены эксплуатационные свойства таких важнейших систем самолетов, как, например, топливные (Н. И. Тихонов), масляные (М. И. Герасимов), электроснабжения (Н. Т. Коробан).

В течение практически всей войны специалисты ЛИИ выполняли летные испытания крупных десантных планеров, использовавшихся для снабжения партизанских соединений. Такие планеры создавались конструкторами из дешевых материалов. Среди этих летательных аппаратов были не только тривиальные конструкции, но и, например, такие, как «летающий танк». Оригинальность идеи совмещения в одном аппарате планера и танка поставила сложные задачи перед испытателями, но продемонстрировать практической эффективности этого «гибрида» не удалось. Несмотря на сравнительную простоту планеров обычных схем, оказалось необходимым решать ряд сложных проблем испытаний и эксплуатации. К ним относилась попытка применить короткую жесткую сцепку вместо длинного троса, который в условиях болтанки вызывал большие взаимные перемещения планера и буксировщика, что требовало от летчика чрезмерных затрат энергии. Разработка специальных рекомендаций по выполнению полетов в составе аэропоезда ночью, в сложных метеорологических условиях группой планеров явилась ответственной задачей многих специалистов ЛИИ, работавших единым коллективом с создателями планеров. Активную роль в этих работах сыграли летчик-испытатель Анохин, получивший до этого опыт практического применения планеров для снабжения партизан, а также Шелест, Расторгуев, Федоров и другие летчики, имевшие большой опыт полетов на спортивных планерах.

Особое внимание специалистов НИИ ВВС и ЛИИ было направлено на изучение особенностей самолетов зарубежного производства как трофейных, так приобретенных по ленд-лизу. В процессе испытаний обнаруживались принципиальные недостатки поставляемых самолетов, разрабатывались рекомендации по их улучшению.

Ярким примером повышения безопасности полетов на самолетах «Аэрокобра» была деятельность бригады НИИ ВВС во главе с летчиком-испытателем Кочетковым, который стал первым летчиком, покинувшим самолет такого типа с парашютом и указавшим на опаснейший для этого самолета режим штопора. Была также обнаружена недостаточная прочность конструкции стабилизатора. Практических результатов добились специалисты ЛИИ во главе с В. С. Ведровым, Г. С. Калачевым и И. М. Пашковским по улучшению характеристик продольной устойчивости самолетов «Бостон», «Харрикейн» и «Аэрокобра» с помощью установки разработанного в ЛИИ контрбалансира в продольном канале управления.

С учетом важности и ответственности этапа испытаний постановлением ГКО от 1 мая 1944 г. НИИ ВВС был дан статус Государственного, что повысило его ответственность за ход и результаты государственных испытаний авиационной техники.

Окончание Великой Отечественной войны специалисты институтов и ОКБ отметили испытаниями боевых самолетов последних модификаций: с жидкостными ускорителями, с новыми видами вооружений, с более мощными двигателями. Их деятельность обеспечила интенсивные летные испытания и доводку бомбардировщика Ту-4. Впервые в практике испытания велись одновременно на многих экземплярах самолетов Ту-4 на территории ЛИИ, НИИ ВВС и серийного завода многими экипажами. Эпопея создания и испытаний самолетов Ту-4 была, пожалуй, «лебединой песней» военной поршневой авиации и стала определенным рубежом в технологии производства и организации испытаний. Тем временем ведущие специалисты готовили методологические основы летных испытаний самолетов следующего поколения с турбореактивными двигателями.

ЛЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

Специфика летных исследований и их отличие от летных испытаний заключается в том, что исследования проводятся, как правило, с целью изучения новых явлений, а испытания — для оценки свойств объекта и сопоставления их с заданными. Для летных исследований характерно использование оригинальных методов и нестандартных средств измерений, разработка новых методов обработки и анализа результатов.

В СССР впервые летно-исследовательская деятельность была по инициативе В. Л. Александрова структурно оформлена в 1920 г. в виде секции летных исследований сначала в составе общетеоретического, а затем экспериментально-аэродинамического отдела ЦАГИ. Во главе этого подразделения встали А. В. Чесалов, М. А. Тайц, В. С. Ведров. В дальнейшем объем задач, подлежащих исследованиям в полете, расширился и охватил многие разделы авиационной науки и техники.

Ретроспективный обзор исследований в полете дан в [1]. Ниже представлена информация о некоторых наиболее типичных примерах летных исследований до середины 40-х годов.

Пионером летных исследований был В. П. Ветчинкин, который еще в 1918 г. провел на самолете «Моран» оценку условий нагружения конструкции при выполнении фигур пилотажа и на посадке. Условием проведения этого летного эксперимента, как и любого другого, было создание средства измерения. В качестве прибора для измерения перегрузки В. П. Ветчинкин применил разработанный им безмен — акселерометр. Типичной оказалась и необходимость разработки метода калибровки прибора, основанного на измерении деформации пружины под воздействием силы тяжести выбранного груза, а затем удвоенной и утроенной массы груза, что соответствовало перегрузке, равной 2 и 3.

Во второй половине 20-х годов исключительную актуальность приобрела задача исследований в полете аэродинамической поляры самолета и зависимости аэродинамических коэффициентов самолета от угла атаки. Основанием интереса к этой задаче было начало разработки и постройки отечественных опытных самолетов в условиях использования двигателей зарубежного производства. Недостаточная уверенность в результатах продувок маломасштабных моделей в аэродинамических трубах, отсутствие сведений о сходимости этих данных с натурой,

неуверенность в паспортных данных моторов и в достоверности характеристик воздушных винтов создавали предпосылки для получения аэродинамической поляры в полете.

В 1928 г. М. А. Тайц разработал методику получения поляры и применил ее для исследований в полете самолета АНТ-3 [27]. Аргументируя актуальность работы, М. А. Тайц писал: «...Это расхождение в $c_{y\,max}$, как показывают продувки в трубе высокого давления при различных рейнольдсовых числах и полетные испытания, достигает часто весьма большого значения. Между тем в аэродинамическом расчете это не находит никакого отражения. Точно так же сводка лобовых сопротивлений составляется обычно на основании лабораторных продувок изолированных деталей самолета без учета взаимного влияния деталей и вследствие этого не дает правильного представления о действительном сопротивлении самолета. Следует указать и на ряд других, не учитываемых в аэродинамическом расчете явлений...»

Необходимые данные определялись на режимах установившегося снижения при различных скоростях, измерялись и фиксировались высота, скорость, угол продольного наклона самолета, число оборотов двигателя. Принципиальную сложность представлял учет аэродинамического сопротивления воздушного винта и его влияния на обдуваемую им поверхность самолета. Поэтому зачетные режимы выполнялись в различных условиях: с выключенным и с работающим на «малом газе» мотором. Нетрудно себе представить, что оба приема для сопоставления с результатами продувок модели в аэродинамической трубе требовали внесения поправки в измеренные значения коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы на влияние винта (его сопротивление, обдув струей винта крыла, оперения и фюзеляжа). Поправки, базирующиеся на расчетных данных, обеспечили получение весьма обстоятельных, хотя и не полностью взаимоувязанных результатов.

В последующем Егоровым и Тайцем исследования поляры были продолжены [28]. Основной задачей этих исследований была объективная оценка влияния винта путем фиксации режима «нулевой тяги». Для этой цели были применены так называемые интеграторы давления за винтом, воспринимающие некоторое среднее давление полного напора вдоль радиуса винта. Интегратор давления представлял собой круглую трубку с отверстиями, направленными навстречу потоку (рис. 3). Предполагалось, что разность между средним давлением за винтом и давлением перед винтом, умноженная на ометаемую винтом площадь, дает тягу винта; при определенном соотношении мощности мотора (числа оборотов двигателя) и скорости полета тяга становится равной нулю, что позволяет с определенными допущениями приравнивать условия получения поляры в полете условиям в аэродинамической трубе. Интегратор давления был отработан в аэродинамической трубе Т-5 ЦАГИ. Результаты исследований поляры в полете показали, что некоторые характеристики самолета хорошо согласуются с полученными в аэродинамической трубе, а такие, как коэффициент сопротивления при нулевом угле атаки и угол атаки, различаются. Не было найдено объяснения расхождению в значениях угла

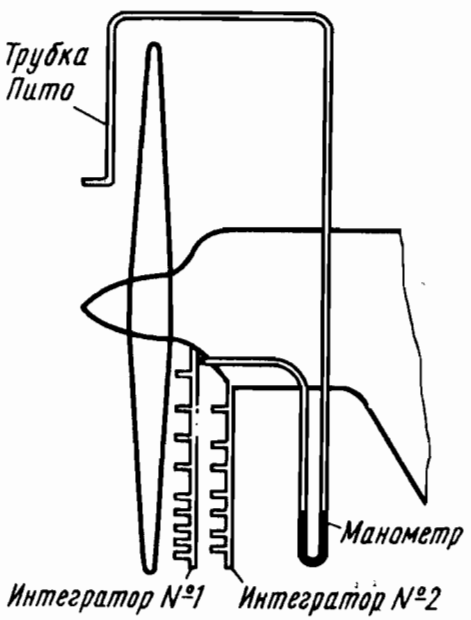


Рис. 3. Схема интегратора давления за воздушным винтом

атаки. Тем не менее эта методика определения поляры была включена в «Справочник авиаконструктора» (см. [20]) и входила в типовую программу испытаний опытного самолета. При этом методическими указаниями предусматривалось использование интегратора давления.

В связи с недостаточной объективностью учета воздействия винта М. А. Тайц предложил А. Н. Туполеву создать полноразмерную пилотируемую модель в виде планера самолета АНТ-26. В 1932 г. планер был создан; он буксировался самолетом Р-5, затем отцеплялся, и на режимах планирования определялись аэродинамические характеристики в условиях, сопоставимых с условиями продувки модели в аэродинамической трубе. Провел эти уникальные испытания летчик-испытатель Кудрин, система бортовых измерений разрабатывалась Зосимом.

Ярким примером летных исследований могут служить исследования штопора самолета. Известно, что первый преднамеренный ввод самолета в штопор был выполнен еще в 1916 г. Арцеуловым [29]. Хотя уже первыми типовыми программами летных испытаний опытных самолетов предусматривались «испытания на штопор» в объеме 5 — 10 полетов, многообразие видов штопора, влияние на штопор технических и эксплуатационных факторов нередко вынуждали переходить от «испытаний на штопор» к летным исследованиям штопора.

Типичным примером обстоятельных исследований такого плана было проведенное В. С. Ведровым и Ю. К. Станкевичем [30] исследование штопора самолета Р-5 с рулями различной формы, сменявшимися в целях оптимизации вывода самолета из штопора. В работе [31] ученые и летчик-испытатель Станкевич показали возможность исследовать не только сам штопор, но и процессы входа в него, методы предотвращения сваливания, разнообразные сочетания последовательности отклонения рулей и углов отклонения, изменения режима работы двигателя и др. Исследования штопора вызвали необходимость разработки приборов-самописцев для синхронного измерения таких параметров, как три компоненты угловой скорости и перегрузка, которые вместе с отклонениями рулей позволяли анализировать динамику самолета при вводе в штопор и различных способах вывода из него. В дальнейшем измерение усилий, прикладываемых летчиком к рычагам управления, дало возможность сопоставить усилия с возможностями человека, оценить соответствие знака и величины усилия прогнозируемым.

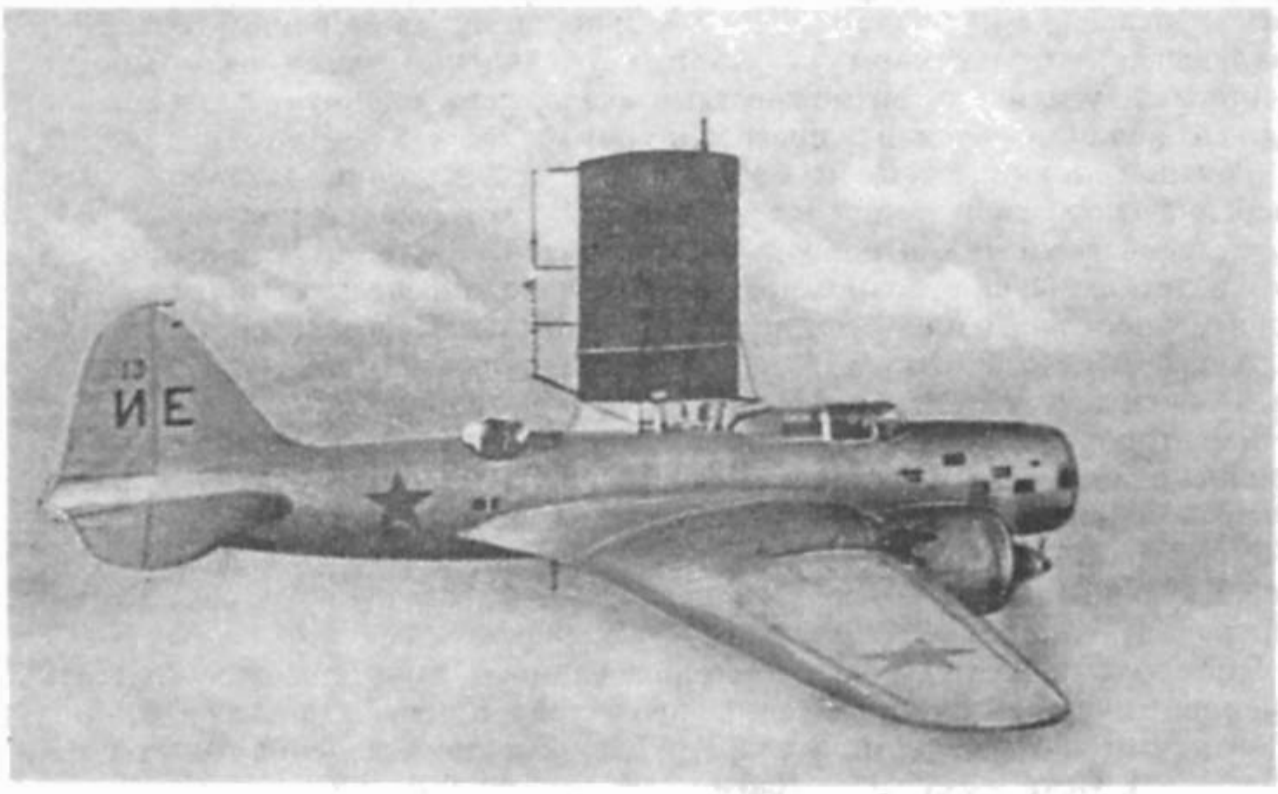
Трудной технической проблемой при исследовании штопора было измерение скорости полета с помощью ПВД, который на больших углах атаки, свойственных штопору, вносил существенные систематические ошибки, исключавшие возможность объективно определить скорость. Исключительное внимание исследователей привлекла безопасность полета в случае невыхода самолета из штопора. Позднее эта задача была решена применением специального противоштопорного парашюта или противоштопорных пороховых ракет, однако в рассматриваемый период времени единственным средством обеспечения безопасности был парашютный прыжок. Пионерами испытаний были летчики-испытатели И. Ф. Петров, А. И. Филин, а позднее А. Н. Гринчик и Ю. К. Станкевич, которому принадлежит весьма содержательная работа по исследованию штопора самолета (см. [19]).

Примером аэродинамических исследований в полете может служить изучение аэродинамики крыльевых профилей, сопровождавшееся их исследованиями в аэродинамических трубах. Это исследование, начатое в 1939 г. Г. И. Петровым, Э. Л. Блохом и др., потребовало создания «летающей лаборатории» на базе самолета ДБ-3 с установленными вертикально на верхней поверхности фюзеляжа крупномасштабными

моделями крыльев. Исследования выполнялись на установившихся режимах полета. Эти же модели были исследованы в аэродинамических трубах ЦАГИ и позволили создать объективные методы перехода от результатов трубных испытаний к натуре. В канун Великой Отечественной войны на базе самолета ДБ-3 была подготовлена «летающая лаборатория» для аналогичных исследований тел вращения, однако работа была отложена и не проводилась.

Летные исследования аэродинамики крыла проводились и на легких самолетах. Так, на самолете Як-7 было исследовано «ламинарное крыло», разработанное ЦАГИ; крыло было набрано из специальных профилей и имело особо гладкую поверхность. В полете было зафиксировано положение точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный, что позволило оценить достоверность продувок в аэродинамических трубах и уточнить расчетные методы. На спортивном самолете УТ-1 с экспериментальным крылом были исследованы в полете особенности динамики самолета на больших углах атаки. Подтвердилось предполагавшееся улучшение свойств самолета с «неротирующим» крылом на срывных режимах.

Исключительную роль в прогрессе авиационной техники, в частности в задаче нормирования устойчивости и управляемости самолетов, сыграли летные исследования, проведенные в 1938 г. группой специалистов 8-го отдела ЦАГИ под руководством Г. С. Калачева. В качестве основного экспериментального средства и объекта исследований был выбран самолет Нортроп 2Е, купленный в США. По предварительным качественным оценкам рядом летчиков, этот самолет обладал оптимальными характеристиками устойчивости и управляемости. Обследование этого самолета в широком диапазоне эксплуатационных режимов позволило сформулировать рекомендации, ставшие впоследствии основой норм устойчивости и управляемости [32]. Исключительно перспективным было исследование связи продольной устойчивости с пилотажными



Летающая лаборатория на базе самолета ДБ-3

качествами самолета [33], а также продольной управляемости на истребителе [34], который фактически был переоборудован в летающую лабораторию с изменяемыми характеристиками упругости и весовой балансировки продольного управления. Варьирование характеристик системы управления позволило уточнить предполагаемые нормы и в определенной мере прогнозировать характеристики самолетов новых конструкций. Решающую роль играли при этом экспертные оценки устойчивости и управляемости, выдаваемые опытными летчиками-испытателями.

Создание летающих лабораторий с переменными характеристиками устойчивости и управляемости вошло в практику летных исследований. Важнейшим вкладом в проблему была работа Ю. К. Станкевича [35], в которой был предложен и обоснован, по существу, системный эргономический подход к выбору характеристик устойчивости, управляемости, маневренности самолета и к условиям деятельности летчика в кабине.

Исключительно результативным оказалось исследование на летающей лаборатории трехколесного шасси. Летающая лаборатория, созданная в ЛИИ под руководством И. П. Толстых на базе самолета СБ, позволила впервые в отечественной практике, варьируя параметры шасси, исследовать динамику самолета с шасси такой схемы при движении по земле. Вел исследования летчик-испытатель М. Л. Галлай. В дальнейшем результаты этой работы многократно и систематически использовались при проектировании самолетов с передней стойкой и вошли в «Руководство для конструкторов».

После первого случая флаттера крыла развернулись работы по исследованиям в полете вибраций типа флаттера, бафтинга и др. Нарастал объем летных исследований различных элементов бортового оборудования и вооружения самолетов, систем энергоснабжения, связи, кондиционирования.

Несомненно, одним из ярких примеров эффективных летных исследований в рассматриваемый период времени являются работы, связанные с началом освоения полетов экспериментальных самолетов с ракетными двигателями. Так, первому полету советского ракетоплана 28 февраля 1940 г., созданного С. П. Королевым, с двигателем, разработанным Л. С. Душкиным на базе двигателя В. П. Глушко (летчик-испытатель В. П. Федоров), предшествовала большая работа по выбору режима полета, отлаживанию системы измерений и систематизации результатов, созданию программы летных исследований, существенно отличающейся от типовой. Взлет и буксировка ракетоплана выполнялись самолетом Р-5. Жидкостный реактивный двигатель (ЖРД) запускался в воздухе.

Полеты на экспериментальном ракетном самолете-перехватчике БИ, созданном в КБ В. Ф. Болховитинова А. Я. Березняком и А. М. Исаевым, начались в варианте планера, буксируемого самолетом Пе-2, в ЛИИ в 1941 г. без запуска двигателя. Летчиком-испытателем был Б. Н. Кудрин. Исследования этого самолета с самостоятельным взлетом с работающим ЖРД продолжались в НИИ ВВС, где 15 мая 1942 г. был выполнен первый взлет с помощью ракетного двигателя летчиком-испытателем Г. Я. Бахчиванджи. В процессе испытаний были последовательно задействованы три экземпляра самолета БИ. Новизна задачи определила то, что председателем комиссии по первому полету был назначен известный ученый, профессор В. С. Пышнов. В седьмом полете самолета БИ 27 марта 1943 г. Г. Я. Бахчиванджи погиб. Катастрофа, по заключению авторитетных специалистов, явилась следствием влияния на аэродинамику самолета еще не изученных явлений, связанных с сжимаемостью воздуха. Исследовательские полеты самолетов этого семейства продолжались в ЛИИ летчиком-испытателем Б. Н. Кудриным.

Взлет и набор высоты выполнялись с помощью ЖРД, однако режимы полета ограничивались умеренными скоростями.

С 1943 по 1945 г. в Казани проводились стендовые и летные исследования ЖРД, разработанного В. П. Глушко и предназначавшегося в качестве ускорителя для истребителей. Для этой цели Казанским авиационным заводом была создана первая в отечественной практике летающая лаборатория на базе самолета Пе-2, переданная затем в 1945 г. для продолжения летных исследований двигателя в ЛИИ. На первом этапе полетов ведущим инженером был С. П. Королев. Наибольшую сложность представляла собой проблема запуска двигателя. После ряда взрывов камеры сгорания (в том числе и при запуске в воздухе) она была решена переходом с эфировоздушного на химический запуск.

Исследования в ЛИИ были проведены летчиками-испытателями С. Ф. Машковским, Л. И. Тарощиным и летающим ведущим инженером А. Т. Фроловым. Проводились запуски при взлете и в воздухе; были оценены тяговые характеристики, которые оказались близкими к расчетным. Хотя применения в качестве самолетных ускорителей такие двигатели не нашли, опыт их доводки и летных исследований оказался весьма полезным в последующем при конструировании и отработке ракетной и космической техники.

Опыт летных исследований первых ракетных самолетов вместе с большим объемом результатов теоретических и экспериментальных исследований в аэродинамических трубах ЦАГИ позволил в дальнейшем определить принципы компоновки самолетов, предназначенных для полета с околозвуковыми скоростями. Опасные явления, связанные со сжимаемостью воздуха, обнаружились и при специальных исследованиях самолетов Ту-2 и «Тандерболт» в 1944 г., проведенных Н. С. Рыбко и И. М. Пашковским.

Глубокий анализ особенностей управляемости самолета при больших скоростях полета был выполнен в 1946 г. Г. С. Калачевым [36].

На этой стадии развития авиационной техники оказался исключительно результативным метод аэродинамических исследований с помощью летающих моделей [37]. Его разработала группа специалистов ЛИИ под руководством И. В. Остославского в 1944 — 1947 гг. Метод широко применялся до 1953 г. Модели, представляющие собой тела вращения большого удлинения (рис. 4) общей массой 600 кг, поднимались на высоту 11 км самолетом Ту-2 и после отделения разгонялись, двигаясь по траектории, близкой к баллистической, до скорости, превышающей звуковую на высоте 3 — 4 км. Исследуемые аэродинамические поверхности выполняли роль оперения модели, обеспечивая ее устойчивость. Поверхностям придавались различные углы стреловидности, исследовалось влияние толщины и формы профиля на аэродинамическое

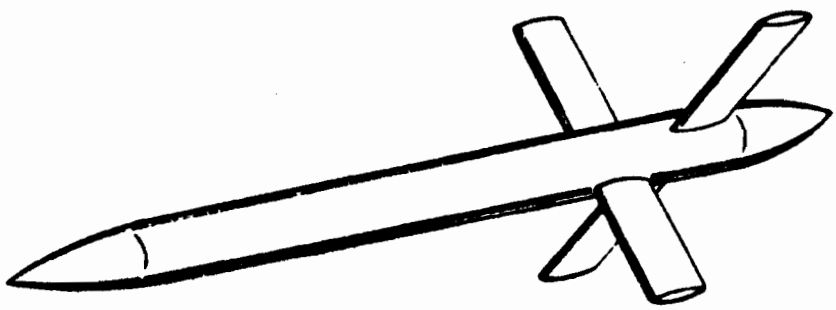


Рис. 4. Летающая модель ЛИИ для исследований аэродинамики прямого крыла

сопротивление. При околозвуковых скоростях измерялось сопротивление фюзеляжей различной формы, определялись эффективность и шарнирные моменты рулей, распределение давления по поверхности, исследовались такие тонкие явления, как влияние числа Рейнольдса на сопротивление крыльев, воздействие неровностей и шероховатости поверхности.

Итоги исследований составили богатый экспериментальный материал для предстоявшего освоения полетов самолетов с турбореактивными двигателями, стреловидными крыльями и оперениями, для оценки сходимости продувок в аэродинамических трубах с результатами исследований в свободном полете.

Дальнейшее развитие метода летных исследований с помощью летающих моделей, снабженных ускорителями, обеспечило освоение больших сверхзуковых скоростей.

ЛИТЕРАТУРА

К разделу «Летные испытания и исследования»

1. Развитие авиационной науки и техники в СССР. — М.: Наука, 1980, с. 396 — 433.
2. Жуковский Н. Е. Об организации летного дела. — Архив научно-мемориального музея Н. Е. Жуковского, с. 43 — 45.
3. НИИ им. Чкалова. Рабочий материал к краткому очерку по истории ГК НИИ ВВС за период 1920 — 1959 гг. Книга I. Материал подготовил к. т. н. полк.-инженер В. К. Кондратюк, инв. № 3822 бр. (машинописный).
4. Чесалов А. В. Международная стандартная атмосфера и приведение к ней результатов полетных испытаний // Труды ЦАГИ. 1929. Вып. 42.
5. Каширин А. И., Кузнецов В. П. Определение расхода топлива для полета. — М.: Госвоениздат, 1932.
6. Тайц М. А. Приведение результатов полетных испытаний самолетов с невысотным мотором к стандартным атмосферным условиям // ТВФ. 1936. № 4, с. 23 — 24.
7. Егоров Б. Н., Тайц М. А. Приведение результатов полетных испытаний самолетов с высотным мотором к стандартным атмосферным условиям // ТВФ. 1936. № 6, с. 1 — 12.
8. Егоров Б. Н. Сравнительные испытания винтов в трубе и в полете // ТВФ. 1934. № 8, с. 2 — 7.
9. Ведров В. С. Летные испытания самолета ЦАГИ № 25 и его летные качества // ТВФ. 1938. № 1.
10. Чесалов А. В. Метод подсчета поправки на влияние сжимаемости воздуха при определении скорости в полете // ТВФ. 1938. № 7, с. 6 — 11.
11. Поликовский В. И., Кочетков В. А. К вопросу об измерении температуры воздуха в полете // ТВФ. 1938. № 7.
12. Макаревский А. И., Евдаков К. Д. Исследования общих деформаций крыла тяжелого самолета в полете // ТВФ. 1935. № 6.
13. Чесалов А. В. Опыт борьбы с вибрациями на самолетах // Труды ЦАГИ, 1940.
14. Победоносцев Ю. А. Методика исследования неустановившегося движения в полете // ТВФ. 1930. № 7, с. 505 — 573.
15. Афанасьев С. И. Методика определения продольной статической устойчивости самолета в полете // Технические заметки ЦАГИ, 1937. № 144.
16. Станкевич Ю. К. Получение характеристик боковой устойчивости самолета в полете // Труды ЛИИ, № 1. — БНТ ЦАГИ, 1941, 29.
17. Приборы и аппаратура для летных испытаний / Под ред. В. А. Шмелева. — ЦАГИ. 1940.
18. Котельников В. А. Продольная устойчивость самолета с автопилотом типа АВП-12 // Труды ЛИИ. 1941. № 2.
19. Станкевич Ю. К. Исследование штопора самолета У-2 в полете // Труды ЦАГИ. 1937. Вып. 307.
20. Справочник авиаконструктора. Т. I. — ЦАГИ, 1937, с. 459 — 501.
21. Чесалов А. В. Испытания опытных самолетов // Труды ЦАГИ. 1938. Вып. 358.
22. Егоров Б. Н. Летные испытания самолетов. — М.: БНТИ НКАП при ЦАГИ, 1941.

23. Аузан А. К. Летные испытания самолетов. — М. — Л.: ОНТИ, 1936.
24. Руководство для конструкторов, т. II, изд. 2, разд. 4000. — М.: БНТИ ЦАГИ, 1944.
25. Рабкин И. Г. Время, люди, самолеты. — М.: Московский рабочий, 1985, с. 256.
26. Технический отчет ЛИИ НКАП за 1943 г. (машинописный). — Фонды Музея ЛИИ им. М. М. Громова, инв. № 95.
27. Тайц М. А. Определение поляры самолета в полете // ТВФ. 1931. № 6.
28. Егоров Б. Н., Тайц М. А. Снятие поляры и характеристик винтов многомоторного самолета в полете // Технические заметки ЦАГИ. 1935. № 66.
29. Галлай М. Л. Жизнь Арцеулова. — М.: Политиздат, 1985, с. 111.
30. Ведров В. С., Станкевич Ю. К. Исследование штопора на самолете Р-5 в воздухе с рулями различной формы // ТВФ. 1934. № 3.
31. Ведров В. С., Коровицкий С. А., Станкевич Ю. К. Исследование штопора самолета Р-5 в полете // Труды ЦАГИ. 1935. Вып. 228.
32. Калачев Г. С. Испытания в полете самолета Нортроп 2Е // Технические заметки ЦАГИ. 1938. № 167.
33. Калачев Г. С., Чистяков Л. В. Влияние характеристик продольной статической устойчивости на пилотажные качества самолета // Труды ЛИИ. 1947. № 23, с. 35.
34. Пашковский И. М. Исследование в полете влияния упругих деформаций проводки управления рулем высоты на продольную управляемость самолета // Технический отчет ЛИИ за 1947 г.
35. Станкевич Ю. К. Факторы, определяющие хорошие пилотажные качества самолета с точки зрения летчика // ТВФ. 1942. № 5 — 6, с. 11 — 27.
36. Калачев Г. С. Оценка продольной управляемости самолета // Труды ЛИИ. 1946. № 14, с. 21.
37. Остославский И. В. и др. Аэродинамические исследования больших скоростей при помощи летающих моделей // Труды ЛИИ. 1950. № 107.

АВИАЦИОННОЕ МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЕ*

Начало работ в области отечественного авиационного материаловедения относится к 1918 г., когда в стране был создан научно-исследовательский центр в области авиации — Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ). Ранее в России не проводилось сколько-нибудь серьезных работ по изучению и изысканию таких материалов, не было технических условий и государственных стандартов на их изготовление, испытание и приемку, хотя отдельные русские ученые по своему почину и разумению пытались сделать шаги в этом направлении. Так, в 1915 г. приложением к журналу «Воздухоплавание» вышла книга Д. Борейко «Испытание материалов для аэропланов».

Царское правительство шло по пути приобретения за границей практически всех основных материалов для самолето- и моторостроения. Обладая неисчерпаемыми запасами собственной древесины, пригодной для авиации, Россия покупала дерево (спрус) в Германии, поставив тем самым свою авиационную промышленность в зависимость от иностранного рынка. Кроме древесины, за границей покупались такие материалы, как ткань (перкаль), полуфабрикаты из углеродистой стали в виде лент-расчалок, фасонных профилей и др.

Создание и освоение промышленностью качественных материалов для самолетов и моторов в молодой Советской республике стало одной из неотложных задач.

8 мая 1922 г. коллегия ЦАГИ приняла решение об организации секции испытания материалов, оформив тем самым новое научное направление — авиационное материаловедение. Не имея экспериментальной

* Раздел представляет собой сокращенный текст главы "Авиационное материаловедение" (авт. А. Т. Туманов, Р. Е. Шалин, Д. П. Старков) из книги "Развитие авиационной науки и техники в СССР." М., Наука, 1980.

базы, секция первое время пользовалась механической лабораторией МВТУ, где и были начаты испытания авиационных материалов.

Основным конструкционным материалом в самолетостроении тогда еще оставалось дерево. По инициативе секции при Главном управлении военной промышленности ВСНХ создана междуведомственная Комиссия по авиалесу.

Лесные ресурсы нашей Родины позволили широко использовать древесину как в натуральном виде, так и в виде фанеры. Работники секции занимались изучением физико-механических свойств древесины, условиями применения ее в конструкциях, а также разработкой технологии ее обработки.

Уделялось внимание и изучению свойств тканей для обтяжки деревянных каркасов самолетов, разработке и исследованию аэролаков, предназначенных для покрытия тканей и создающих их нормальное натяжение. Выяснилось, что применявшийся для соединения элементов конструкций желатиновый клей не обеспечивал надежной склейки. Клеевые соединения оказались слабым местом: под воздействием атмосферных условий они существенно снижали прочность конструкции.

Изучение других клеящих материалов, свободных от недостатков, присущих желатину, привело к замене его казеином как более устойчивым к атмосферным воздействиям и обеспечивающим повышение надежности клеевых соединений в течение длительного времени эксплуатации самолетов.

В секции исследовались и металлические материалы — сталь и алюминиевые сплавы.

Открытие немецким ученым А. Вильмом алюминиевых сплавов в 1909 — 1911 гг. дало в руки авиаконструкторов легкий и прочный металл, наиболее полно отвечающий требованиям авиационной техники.

А. Вильм установил, что сплав алюминия с добавкой 4% меди, 0,5% магния и 1,5% марганца после резкого охлаждения (температура закалки 500°С), находясь при комнатной температуре в течение 4 — 5 суток, постепенно становится более твердым и прочным, не теряя при этом пластичности.

Сплав этого состава, освоенный заводом «Дюренметаллверке», расположенным в г. Дюрене (Германия), получил наименование «дюралюмин» по названию города и материала.

Обнаруженное А. Вильмом старение алюминиевого сплава, приводящее к резкому улучшению его качества, позволило повысить прочность дюралюминия до 36 — 38 кгс/мм^2 вместо 7 — 8 кгс/мм^2 у чистого алюминия. Это и привлекло внимание авиаконструкторов к алюминиевым сплавам.

В 1922 г. в ЦАГИ была организована комиссия по постройке металлических самолетов. В ее состав вошли А. Н. Туполев, И. И. Сидорин, Г. А. Озеров, И. И. Погосский. Основной задачей комиссии было добиться организации в стране производства перспективного для самолетостроения материала — алюминиевых сплавов.

На Кольчугинском заводе цветных металлов под руководством В. А. Буталова был создан отечественный сплав, получивший название «кольчугалюминия» и не уступавший по своим качествам немецкому дюралюмину. В конце 1922 г. началось освоение производства листов, лент, прутков, проволоки из нового материала. На заводе «Красный выборжец» в Петрограде налажено производство труб из алюминиевых сплавов. Освоена технология изготовления листового материала и заводом им. Авиахима в Москве.

Первые годы заводы, изготовлявшие полуфабрикаты из алюминиевых сплавов, работали на импортном сырье, покупая в Германии чушки и слитки. Нужно было найти сырье внутри страны и тем самым из-

бавиться от иностранной зависимости. Правительственная экспедиция под руководством С. Ф. Малявкина в начале 20-х годов определила запасы и выявила промышленное значение Тихвинского месторождения бокситов — наиболее ценной алюминиевой руды, содержащей до 50% окиси алюминия. С пуском в эксплуатацию Волховской и Днепровской гидростанций появилась электроэнергия, необходимая для выработки алюминия.

Так была решена крупнейшая народнохозяйственная задача — создана металлургическая промышленность алюминиевых сплавов, целиком базирующаяся на отечественном сырье, способная обеспечить новое направление в развитии советской авиации — цельнометаллическое самолетостроение.

6 октября 1925 г. коллегия ЦАГИ приняла решение о преобразовании комиссии по постройке металлических самолетов в Отдел испытания авиационных материалов и конструкций (ОИАМиК). Начальником отдела был назначен И. И. Сидорин.

Это был важный этап в развитии авиационного материаловедения, подготовивший в дальнейшем почву для создания самостоятельного научно-исследовательского института.

Отдел испытания авиационных материалов ЦАГИ охватил своими работами все основные направления в области авиационного материаловедения. Был выполнен цикл научных исследований, сыгравших решающую роль в создании и совершенствовании советского металлического самолетостроения и реконструировании деревянного. К таким исследованиям следует отнести, помимо изучения авиалеса, дальнейшее изучение клеевых материалов и технологии склеивания деревянных конструкций, разработку лакокрасочных материалов и методов защиты деревянных конструкций от увлажнения, исследования алюминиевых сплавов и изготовленных из них различных полуфабрикатов, конструкционных и нержавеющих сталей, а также изучение коррозионной стойкости металлов и методов их защиты от коррозии.

Работы отдела внесли весомый вклад в создание самолетов и моторов. Это подтверждает приказ по Главному управлению авиационной промышленности НКТП СССР от 5 ноября 1932 г.:

«В 1932 г. исполнилось 10 лет со дня организации Отдела испытания авиационных материалов Центрального аэрогидродинамического института. За это время ОИАМ ЦАГИ вырос в крупный научно-исследовательский коллектив, охвативший своими работами все актуальные темы авиационного материаловедения. Им выполнен целый ряд блестящих научных исследований, хорошо известных не только в пределах Советского Союза, но и за границей. Из них следует указать на серию работ по изучению дюралюмина и его полуфабрикатов, на работы по изучению коррозии металлов, на исследование нержавеющих сталей, на исследование авиалеса, на труды по изучению клеев, лаков, красок и многое другое» (АКИ ВИАМ, ф. 1, оп. 1, д. 2, л. 13).

Важнейшее значение для всестороннего развития научно-исследовательских работ в области авиационного материаловедения сыграл приказ Народного комиссара тяжелой промышленности СССР Г. К. Орджоникидзе от 28 июня 1932 г.:

«В целях создания научно-исследовательского центра по авиационным материалам и их технологии, приказываю организовать в составе Главного управления авиационной промышленности Всесоюзный научно-исследовательский институт авиационных материалов (ВИАМ).

На ВИАМ возложить изучение авиационных материалов, изучение производства полуфабрикатов, изучение сырьевых баз, изыскание новых материалов и внедрение их в производство самолетов и моторов, раз-

работку технологических процессов по производству и применению материалов и полуфабрикатов в моторо-, самолето-, дирижабле- и авиаприборостроении, разработку стандартов на авиационные материалы и руководство научно-исследовательскими, учебными, производственными лабораториями Наркомтяжпрома» (АКИ ВИАМ, ф. 1, оп. 1, д. 2, л. 9).

В составе института созданы отделы: общего металловедения, черных металлов, цветных металлов, авиалеса, химико-технологический, химико-аналитический, экспериментальной металлургии.

Руководствуясь приказом, ВИАМ развернул широкие исследования в области изыскания металлических и неметаллических конструкционных материалов для авиационной техники и внедрения их в производство. К работе привлекались специалисты авиационных и металлургических заводов, использовались результаты научных поисков ученых в области материаловедения.

Развитие авиационного материаловедения немыслимо без взаимосвязи с развитием материаловедения вообще. В авиационном металловедении использованы научные открытия выдающихся ученых металлургов и металловедов Д. К. Чернова, А. А. Байкова, Н. С. Курнакова, Г. В. Курдюмова, Н. А. Минкевича, Н. В. Гевелинга.

Д. К. Чернов еще в 1868 г. открыл наличие фазовых превращений в стали при ее нагревании и установил при этом критические точки. Это открытие заложило основы современного металловедения и термической обработки стали. В 1878 г. он разработал теорию кристаллизации и строения стального слитка, сохранившую свое значение до наших дней. Н. С. Курнаков, основатель нового отдела общей химии — физико-химического анализа, широко применяемого в теоретической и прикладной химии, металлургии и т. д., создатель и руководитель большой школы советских химиков, сыграл выдающуюся роль в создании алюминиевой и магниевой промышленности в нашей стране. Г. В. Курдюмов открыл новый класс фазовых превращений в твердых телах — бездиффузионные превращения.

Эти открытия стали той базой, опираясь на которую формировалась школа советских ученых, занимающихся авиационным металловедением.

Большая заслуга в решении многих вопросов, связанных с созданием металлургической базы, изучением самолетных сталей, организацией научно-исследовательских работ в области металлургии стали, принадлежит Н. А. Минкевичу. Он руководил разработкой и усовершенствованием технологических процессов термообработки, ковки и холодной протяжки стали на авиационных заводах, консультировал металлургические заводы по вопросам выбора металлургического оборудования, принимал непосредственное участие в организации научно-исследовательских работ на заводах. Результаты многочисленных исследований Н. А. Минкевича опубликованы в 1928 г. в монографии «Специальные стали для коленчатых валов авиамоторов», которой руководствовались конструкторы авиационной техники.

В области исследования технологических процессов и внедрения их в авиационную промышленность большая заслуга принадлежит Н. В. Гевелингу. Под его руководством разработана сварка хромомолибденовых сталей, метод контактного электронагрева авиационных деталей, успешно применявшиеся на заводах.

Результаты всесторонних исследований в ВИАМе и других организациях позволили создать новые, более качественные авиационные материалы, что привело к повышению и улучшению тактико-технических показателей самолетов.

В 30-х годах летчики на самолетах, изготовленных из отечественных материалов, смогли установить мировые рекорды скорости, высоты и дальности полета.

Тяжелые самолеты в 30-х годах изготовлялись из алюминия и стали, а истребители — преимущественно из дерева и ткани.

Сотрудники ВИАМа, вопреки господствовавшему тогда мнению, поставили вопрос о применении в самолетостроении сталей с высоким пределом прочности — выше 140 кгс/мм^2.

Разработка высокопрочных сталей, а также деформируемых и литейных алюминиевых и магниевых сплавов, конструкционных неметаллических материалов была тогда в центре внимания работников авиационного материаловедения.

В 30-х годах коллектив сотрудников ВИАМа под руководством И. И. Сидорина и Г. В. Акимова разработал и внедрил в промышленность высокопрочную сталь — хромансиль (30ХГСА), занимающую и в настоящее время прочное место в силовых конструкциях самолетов всех типов.

Хромансиль относится к низколегированным конструкционным сталям перлитного класса. Незначительное легирование и отсутствие импортируемых в то время присадок (молибдена, никеля) были важным преимуществом этой стали перед сталью других марок.

С появлением хромансили, обеспечивающей прочность 160 кгс/мм^2, и ее последующих модификаций авиастроители получили возможность делать более легкие конструкции силовых элементов самолетов.

Создание новых высокопрочных конструкционных сталей с тех пор успешно развивается в СССР.

Наша страна первая в мире еще в 30-х годах внедрила сталь в самолетостроение. В США авиационные стали разработаны и внедрены только после 1952 г.

Решая проблему высокопрочных сталей, советские ученые шли оригинальным путем, правильность которого подтвердил многолетний опыт эксплуатации самолетов. Сотрудники ВИАМа четко представляли, что сырьевые ресурсы страны оказывают огромное влияние на развитие авиационной техники. В СССР имелись все виды сырья. Однако по ряду металлов (молибден, никель, вольфрам, кобальт, ванадий, олово, медь) положение в 30-х годах было очень напряженным. Поэтому разработка на основе отечественного сырья материалов, особенно конструкционных сталей и сплавов, освобождающих нашу страну от иностранной зависимости, от необходимости импорта дефицитных металлов, была одним из главнейших направлений в работах ВИАМа. Ученые доказали возможность использования кремния и марганца в качестве легирующих элементов для сталей с высокими механическими свойствами, не уступающими хромоникелевым.

Глубокие научные исследования по высокопрочным броневым сталям проведены под руководством С. Т. Кишкина и Н. М. Склярова. На основе разработанной С. Т. Кишкиным теории отпускной хрупкости впервые в истории авиационной техники созданы марки гомогенной броневой стали с высокой «тыльной» прочностью, принятые на вооружение ВВС для изготовления броневых конструкций самолетов.

В 30-х годах проведены большие работы и в создании алюминиевых сплавов. А. А. Бочвар разработал теорию рекристаллизации алюминиевых сплавов. Он впервые в мире установил зависимость между диаграммой состояния, строением сплавов и их технологическими свойствами, создал теорию жаропрочности сплавов, показав роль дендритной структуры. Метод литья легких сплавов с кристаллизацией под давлением, разработанный А. А. Бочваром, открыл путь к получению широко применяемых до настоящего времени плотных фасонных отливок без газовой пористости.

Глубокие исследования процессов старения в алюминиевых сплавах провел Д. А. Петров, один из первых авторов теории старения.

В 30-х годах П. Я. Сальдау предложил сплав системы Al — Zn — Mg с прочностью 50 — 60 кгс/мм^2. Однако освоение технологии производства и применения полуфабрикатов из такого сплава оказалось чрезвычайно трудным делом. Листы из высокопрочного сплава, поставленные на самолетостроительные заводы, растрескивались еще до запуска в работу. Аналогичное положение оказалось и у немецкого ученого Гюртлера, предложившего в тот же период подобный высокопрочный сплав.

Желание применить сплав максимальной прочности было настолько велико, что американцы построили из такого сплава экспериментальный самолет, но через некоторое время на обшивке крыла между рядами заклепок появились трещины. Так проявила себя склонность высокопрочного сплава системы Al — Zn — Mg к коррозии под напряжением, самопроизвольному растрескиванию под влиянием одновременного действия напряжений, величина которых значительно ниже предела прочности материала, и коррозионной среды, в данном случае — обычной атмосферы.

Потребовалось более 20 лет упорной работы ученых, чтобы преодолеть трудности, связанные с освоением высокопрочных сплавов, которые ныне широко применяются в конструкциях самолетов, преимущественно в «сжатой зоне», так как эти сплавы чувствительны к так называемым повторным нагрузкам, а конструкциям «сжатой зоны» повторные нагрузки практически не опасны.

Выполнены большие работы по освоению в промышленности сплава Д16, обладающего высокой коррозионной стойкостью, сравнительно высокой прочностью (до 48 кгс/мм^2 в термически обработанном состоянии) и ставшего основным алюминиевым сплавом в самолетостроении. Разработана технология обработки давлением для получения различных полуфабрикатов из этого сплава, листов, труб, профилей, штамповок, картеров, поршней двигателей, лопастей воздушных винтов.

Обеспечение высокой коррозионной стойкости деталей, узлов, агрегатов, двигателей и в целом самолетов было в то время одной из важных проблем. На основе систематических исследований коррозии металлов и широких экспериментальных работ созданы эффективные методы защиты от коррозии самолетов, двигателей, агрегатов и приборов, что обеспечивает надежную их эксплуатацию в различных климатических условиях.

Большой вклад в решение этих проблем внесли Г. В. Акимов и В. О. Кениг. Под их руководством Р. С. Амбарцумян, С. Е. Павлов, Н. Д. Томашев и другие изучили способы защиты алюминиевых сплавов и особенно высокопрочных сталей. Г. В. Акимов заложил основы теории структурной коррозии металлов, создал советскую школу коррозионистов.

Важную роль в разработке мероприятий, направленных на повышение коррозионной стойкости металлов и конструкций, а также в воспитании кадров специалистов-коррозионистов на заводах авиационной промышленности, сыграли книги В. О. Кренига «Коррозия металлов» (1936), а также В. О. Кренига и Р. С. Амбарцумяна «Коррозия металлов в авиации» (1941). В них обобщен накопленный в авиационной промышленности опыт борьбы с коррозией, опыт разработки технологических процессов антикоррозионной обработки, даны практические рекомендации работникам заводов авиационной промышленности и персоналу, занимающемуся эксплуатацией самолетов и моторов.

В 1934 — 1938 гг. проведены также обширные работы в области неметаллических материалов, особенно древесины.

Опыт эксплуатации и безангарного хранения самолетов, изготовленных из натуральной древесины и фанеры, склеенной альбуминовыми и казеиновыми клеями, показал, что в ряде районов страны, особенно в районах с повышенной влажностью, элементы конструкции поражались гнилостными грибками, уменьшалась прочность клеевых соединений, что создавало угрозу снижения надежности деревянных самолетов.

Под руководством Б. К. Флерова в содружестве с научными работниками Научно-исследовательского института удобрений, инсектов и фунгисидов (НИИУИФ) были изысканы антисептики для пропитки древесины и тканей из натуральных волокон. Для обработки древесины и тканей, а также для введения в состав альбуминовых и казеиновых клеев был рекомендован антисептивный этилмеркурфосфат, обеспечивающий высокую стойкость против грибковых поражений.

Наличие в составе этилмеркурфосфата ртутных соединений заставило изыскивать другие антисептики, работа с которыми в производственных условиях была бы менее вредна для здоровья. Таким антисептиком оказался оксидифенил, нашедший широкое применение в авиационной промышленности для пропитки неметаллических материалов. Грибостойкость их была резко повышена.

В этот же период под руководством Я. Д. Аврасина создана бакелитовая фанера для обшивки самолетов, склеенная синтетическими клеями.

В отличие от фанеры на альбуминовых и казеиновых клеях, детали из бакелитовой фанеры (склеенной жидкими фенольно-формальдегидными клеями, а затем с помощью клеевой пленки) отличались большой стабильностью свойств.

Забота об улучшении аэродинамики самолета поставила перед учеными новую задачу — обеспечить изготовление фюзеляжей и крыльев такой сложной формы, которую нельзя выполнить из бакелитовой фанеры без снижения прочности при неизменном весе.

Под руководством Н. Н. Чулицкого разработана технология изготовления обшивок самолетов методом выклейки из древесного шпона на синтетических клеях, с применением резиновых мешков, при помощи которых создавалось воздушное давление при склейке. Такой метод изготовления обшивок обеспечил повышение прочности и надежности конструкций.

В связи с необходимостью улучшения аэродинамических форм и повышения скорости самолетов возникла проблема создания древесных материалов для силовых элементов более прочных в сравнении с натуральной древесиной. Лонжероны из натуральной древесины не умещались в имеющих малые размеры крыльях самолетов-истребителей.

А. Т. Туманов, Я. Д. Аврасин и другие создали высокопрочный древесный пластик «дельта-древесина», представляющий собой склеенный фенольно-формальдегидным клеем марки ВИАМ-Б-3 слоистый материал из березового шпона. Такой материал, обладающий удельной прочностью, большей, чем у хромансили, был применен для лонжеронов самолетов-истребителей конструкции А. И. Микояна и С. А. Лавочкина.

Исключительных успехов добились ученые ВИАМа в период Великой Отечественной войны.

Временная оккупация врагом ряда районов европейской части Советского Союза создала тяжелое положение, поскольку там производились основные материалы для авиационной промышленности. Так, например, в 1941 г. 60% алюминия поставляли авиационной промышленности Днепропетровский и Волховский алюминиевые заводы, 65% тонкостенных стальных труб изготовлялись из металла, выплавленного в электропечах Днепропетровского им. В. И. Ленина и Никопольского заводов. Заводы Урала давали Наркомавиапрому только 5% металла.

Нужно было создавать промышленную базу на востоке страны, осваивать на новых заводах сложную технологию изготовления материалов высокого качества.

Научные работники института командировались на Урал и в Сибирь для оказания помощи в создании промышленных баз, способных обеспечить нужды авиационной промышленности. Они содействовали проведению мероприятий, направленных на повышение чистоты металла, на строгую регламентацию режимов плавки, усиление контроля. Это позволило получить качественные конструкционные стали, выплавляемые в мартеновских печах, довести их до уровня электрометалла.

За квалифицированную помощь, оказанную металлургам Урала, большой коллектив сотрудников института во главе с Н. И. Корнеевым удостоен Государственной премии СССР.

Порайонный объем поставок авиационных металлических материалов представлен в таблице.

Поставка металла для авиационной промышленности по годам, %

Заводы-поставщики	1940	1941	1942	1943	1944
Юга	47,3	47,2	17,9	—	—
Центра	46,1	46,0	12,3	16,2	16,8
Востока	6,6	6,8	69,8	83,8	83,2

Как видим, уже в 1942 г. металлургические заводы Урала и Сибири поставили авиационной промышленности около 70% металла, а в 1943 г. — почти 84%.

Вся деятельность коллектива ВИАМа была сосредоточена на решении задач, связанных с помощью фронту. Всемерно расширены научно-исследовательские работы, направленные на повышение живучести самолетов, улучшение их летно-технических данных. К таким работам, завершенным еще в начальный период войны, относится создание С. Т. Кишкиным и Н. М. Скляровым высокопрочной броневой стали АБ-2 и освоение в серийном производстве технологии изготовления листов. Обладая высокой прочностью и прекрасной технологичностью, эта броневая воздушно-закаливаемая сталь позволила впервые в истории самолетостроения создать броневой корпус самолета-штурмовика конструкции С. В. Ильюшина. Сотрудники института С. Т. Кишкин и Н. М. Скляров были удостоены в 1942 г. Государственной премии СССР.

В институте была создана, теоретически обоснована и подтверждена экспериментальной проверкой так называемая экранная броня. При ударе о первую преграду (экран) пуля или снаряд теряют силу и разрушаются на отдельные куски, которые, ударяясь о вторую преграду, не разрушают ее. Это наиболее эффективное средство повышения живучести и защиты самолетов было известно также под названием «активной брони». Обладая значительно меньшим весом в сравнении с гомогенной системой защиты бронированием, экранная броня при таком же пределе «тыльной» прочности обеспечивала надежную защиту экипажа боевых самолетов в зоне большей насыщенности огнем противника.

Тогда же наряду со стальной была разработана для остекления самолетов прозрачная броня, изготовленная из органического стекла на основе метилметакрилата. Руководители этой работы Б. В. Ерофеев и М. М. Гудимов удостоены Государственной премии СССР.

Повышению боевой живучести самолетов способствовали специальная фибра для топливных баков и изготовление вместо алюминиевых баков фибровых с протектором из резины. При прострелe изготовленных

из алюминиевых сплавов протектированных баков бензин вытекал через выходное пулевое отверстие, которое не закрывалось протектором из-за образования заусенцев на основном материале, что часто сопровождалось пожаром. Фибра же при прострелe разрушалась локально, не образуя заусенцев, что позволяло резине при набухании в бензине затягивать отверстие и тем сохранять безопасность самолета. Внедрение таких баков на боевых самолетах значительно повысило их живучесть. Более 22 тыс. самолетов было поставлено фронту с «непробиваемыми» фибровыми баками, что спасло жизнь тысячам советских летчиков и сохранило большое количество боевых самолетов.

В дальнейшем под руководством А. В. Ермолаева были разработаны и внедрены мягкие баки, стенки которых состояли из резины и ткани, более полно отвечающие требованиям живучести самолетов.

Одной из важнейших задач, возложенных на институт во время войны, была работа по созданию материалов, целиком базирующихся на отечественном сырье. Институт успешно решил эти задачи, создав гамму высококачественных материалов, успешно применявшихся в конструкциях боевых самолетов и авиадвигателей.

Так, например, нужно было заменить применяемую тогда в самолетостроении хромомолибденовую сталь 30ХМА, содержащую остродефицитную импортную присадку — ферромолибден. Институт уже в 1942 г. разработал и внедрил во многих отечественных конструкциях сталь хромансиль 30ГСА и 25ГСА.

В комиссии по истории ВИАМа хранятся отзывы генеральных конструкторов авиационной техники А. Н. Туполева и С. В. Ильюшина об этих видах стали.

«Сталь хромансиль, — писал А. Н. Туполев, — не содержит дорогостоящих импортных присадок, применение ее обеспечило не только замену хромомолибденовой стали, но и дало возможность изготовлять ряд основных деталей с значительно более высокими характеристиками прочности, чем это применялось ранее». А вот отзыв С. В. Ильюшина: «Сталь хромансиль, не содержащая дефицитных присадок, широко применялась в моих конструкциях. Высокие свойства стали позволили применить открытые профили с большим эффектом и увеличением полезной нагрузки машин, способствовали построению рациональных процессов технологии изготовления и сварки конструкций, что имело исключительное значение для массового выпуска самолетов в военное время».

Важной задачей военного времени являлось создание под руководством В. В. Чеботаревского широкой номенклатуры лакокрасочных покрытий, не только защищающих деревянные и тканевые обшивки от увлажнения, гниения, но и обеспечивающих высокие аэродинамические качества самолетов и их маскировку на местности. В результате проведенных исследований были разработаны и внедрены в серийное производство недешифрируемые краски для самолетов, которые при фотографировании противником с воздуха на инфракрасную пленку не выявлялись, сливаясь с фоном местности, на которой были расположены самолеты (зелень, снег и т. п.).

Для повышения скорости отечественных боевых самолетов нужно было создать новый, более мощный двигатель или форсировать существующие двигатели. Времени на создание нового двигателя в условиях войны, конечно, не было. На пути же форсирования возникла большая трудность: недостаточная надежность работы клапанного узла (прогар клапанов).

Перед коллективом ученых ВИАМа возникла задача — разработать более жаропрочные сплавы для наплавки клапанов авиационных двигателей, при этом они не должны были иметь в своем составе остро-

дефицитного кобальта. В содружестве с работниками «Электростали» и авиационных заводов задача была успешно решена. Два типа сплавов на хромоникелевой основе, созданные и внедренные в серийное производство, обеспечили длительную работу мощных, форсированных двигателей, что позволило увеличить скорость наших самолетов, гарантировать их преимущество в воздушных боях.

Вместе с этой была решена и другая задача. Были созданы новые сплавы, обладающие высокой жаростойкостью и не содержащие остродефицитного кобальта. За это научные работники института А. Т. Туманов, Г. В. Акимов и другие удостоены Государственной премии СССР.

В первые месяцы Великой Отечественной войны неожиданно возникла серьезная проблема — обеспечение серийного производства самолетов проволокой для заклепок. Запасов проволоки на заводах было мало, а металлургические заводы, выпускавшие заклепочную проволоку, эвакуировались на Восток, и производство проволоки в лучшем случае могли наладить не ранее второй половины 1942 г. Но без заклепок, число которых на истребителях достигает сотен тысяч, а на бомбардировщиках доходит до миллиона, нельзя изготовить самолет.

По предложению В. Г. Головкина было организовано получение проволоки путем постепенного вытягивания струи жидкого металла, опиравшейся на ролики на некотором расстоянии от печи. Струя металла, при выходе из печного отверстия охлаждаемая водой, удерживаемая в воздухе силами поверхностного натяжения и окисной пленкой, получала блестящую и гладкую поверхность. Проволока получалась прочной. В результате реализации этой идеи в кратчайший срок было создано производство проволоки для заклепок, которая с успехом применялась на самолетостроительных заводах в военный период. В. Г. Головкин и его сотрудники удостоены Государственной премии СССР.

При организации массового выпуска самолетов конструкции А. С. Яковлева узким местом на заводах оказалась сварка стальных каркасов фюзеляжа, выполнявшаяся вручную. Под научным руководством М. В. Поплавко-Михайлова был разработан метод комбинированной сварки каркасов самолетов из закаленных стальных элементов на потоке и внедрен в серийное производство. В результате значительно повышены прочность и надежность сварных соединений, качество каркасов улучшено, производительность труда увеличилась, и сварка перестала быть узким местом поточного производства. Руководитель работы и другие участники удостоены Государственной премии СССР.

Многие крупные детали поршневых двигателей изготовлялись из литейных алюминиевых сплавов. В военные годы был разработан и внедрен в серийное производство новый щелевой метод литья крупных отливок для авиационных моторов. В результате применения оригинальной вертикальной щелевой литниковой системы для крупного литья было достигнуто увеличение производственной мощности литейных цехов на 25%, сокращен черновой вес литья на 28%, снижена себестоимость литья на 20%, повышены механические свойства деталей и получены другие технико-экономические преимущества.

Чтобы обеспечить поставку фронту авиационной техники в нужных количествах при недостатке алюминия в стране, было решено вовлечь в производство для изготовления ответственных деталей двигателей и самолетов фронтовой лом. Но металл, полученный из фронтового лома, был «загрязнен» железом, что снижало его качество. В институте был разработан и внедрен на многих заводах метод обезжелезнения алюминиевых сплавов, что имело важное народнохозяйственное значение.

В период Великой Отечественной войны проводились работы по дальнейшему совершенствованию технологии изготовления полуфабрика-

тов из высокопрочных сталей. Разработаны технологические процессы изготовления открытых профилей для лонжеронов вместо ранее применяемых для этой цели труб. Это позволило существенно снизить вес конструкции самолетов и упростить технологию соединения лонжеронов с другими деталями и обшивкой. Применение открытых профилей — большое достижение советского самолетостроения. За рубежом стальных профилей тогда не применяли.

Замена труб открытыми профилями дала возможность упростить технологию, сведя к минимуму объем сварки, разработать ряд новых типов открытых хромансилевых профилей и организовать их производство на уральских заводах.

Не менее важной народнохозяйственной проблемой было быстрое восстановление в полевых условиях авиационной техники, поврежденной в боях с противником.

В институте были разработаны и внедрены в практику полевых авиаремонтных мастерских методы восстановления деталей с повышенным износом путем хромирования.

Несмотря на тяжелые условия военных лет и загруженность чисто практическими задачами, институт и в годы войны не прекращал разработки основных проблем теоретического материаловедения. Среди них отметим выявление связи между строением и технологическими свойствами литейных сплавов, разработку теории упрочения и установление природы твердости мартенсита, разработку теории прочности и механических свойств материалов, дальнейшее развитие теории отпускной хрупкости, работы по теории коррозии и обработки металлов давлением, исследования свойств жидких металлов и т. д.

Дальнейшее послевоенное развитие авиационной техники, реактивной авиации поставило в порядок дня новые задачи перед материаловедами: нужно было создавать конструкционные материалы для реактивной и высотной авиации.

В плане работ ВИАМа особое место отводится теоретическим вопросам, среди которых на первом плане проблемы физики металлов и металловедение. Расширяются работы, направленные на создание материалов для реактивных двигателей.

В 1945 г. Ф. Ф. Химушин разработал первую отечественную жаропрочную сталь ЭИ388. Примененная для изготовления деталей авиадвигателей, она по уровню жаропрочности не уступала лучшим заграничным сплавам на никелевой основе.

Спустя год в технической литературе были опубликованы сведения о том, что ученые Англии разработали сплав на никелевой основе под названием «нимоник», превосходящий по своим свойствам при высоких температурах все известные сплавы. Это было выдающееся достижение английских металловедов, открывших возможность создания жаропрочных сплавов для авиационных газотурбинных двигателей. Лопатки турбины, изготовленные из сплава «нимоник», обладали высокой длительной прочностью при температурах 750 — 850°С.

В ВИАМе была разработана программа обширных исследований по жаропрочным никелевым сплавам, потребовавшая некоторой перестройки института.

В содружестве с учеными ЦНИИЧермета и с инженерами завода «Электросталь» сотрудники института создали отечественные жаропрочные сплавы марки ЭИ437, ЭИ437А, равноценные английскому «Нимоник-80».

Глава 9 ЭВОЛЮЦИЯ КОНСТРУКЦИИ СОВЕТСКИХ САМОЛЕТОВ (1917 – 1945 гг.)

Технические идеи, положенные в основу проекта самолета, в конечном итоге реализуются через его конструкцию. Едва только стало ясно, что самолет — это транспортное средство, обладающее уникальными возможностями в гражданском и военном применении, к его конструкции стал предъявляться ряд самых различных требований. Об этом говорит тот факт, что на конкурсе военных самолетов в 1913 г. из 16 характеристик, по которым оценивались качества самолета, 8 относились к эксплуатационным характеристикам и весовому совершенству [1].

Роль весового совершенства конструкции самолета в формировании его летно-технических характеристик была осознана достаточно рано, однако конструкторы первых самолетов, начиная с А. Ф. Можайского, не располагали необходимой технической базой для создания конструкций, удовлетворяющих требованиям, говоря современным языком, летной годности и обладающих высоким весовым совершенством. В частности, с этим были связаны неудачи большого числа энтузиастов самолетостроения, приводившие к поломке их созданий, а порой и к гибели летчиков.

Конструкция самолета как нового объекта техники формировалась путем освоения достижений в строительстве, транспортном машиностроении, судостроении. Опыт этих отраслей техники не мог использоваться напрямую в авиастроении прежде всего из-за того, что требования к весовому совершенству не являлись приоритетными и внешние воздействия не столь сильно влияли на облик конструкции, как в авиастроении.

Техническое и, прежде всего, весовое совершенство авиационных конструкций определяется следующими компонентами:

конструкционными материалами;

конструктивно-силовыми схемами;

теоретическим аппаратом для прогнозирования нагружения самолета, определения напряженно-деформированного состояния, формирования критериев прочности конструкции и ее элементов;

технологическими возможностями промышленности.

Развитие промышленности, соответствующих технических дисциплин и практики конструирования самолетов шло параллельно, причем в ряде случаев конструкторская мысль опережала и достижения теории, и реальные возможности производства.

КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ

Первые самолеты, как отечественные, так и зарубежные, изготовлялись из древесины, хлопчатобумажного полотна и стальной (рояльной) проволоки (табл. 1). Эти материалы позволяли обеспечить конструкции самолета требуемый уровень весового совершенства и при правильном выборе конструктивно-силовой схемы и параметров силовых элементов достаточную прочность. Эти материалы были доступны, легко обрабатывались.

Таблица 1

Характеристики материалов первых самолетов

Материал	Плотность, кг/м^3	Предел прочности, кгс/мм^2	Модуль упругости, 10^{-4} кгс/мм^2	Удельная прочность, 10^{-3} м	Удельная жесткость, 10^{-5} м
Древесина (сосна)	480	8,3	0,10	17,30	20,0
Полотно хлопчатобумажное	195 — 220*	1800**	—	—	—
Проволока стальная	7800	210	2,03	26,92	26,0

* В г/м^2
** В кгс/м^2

Однако древесина обладала рядом отрицательных свойств:

большим разбросом физико-механических характеристик (± 20%);

нестабильностью этих характеристик при изменении влажности (снижение предела прочности примерно на 50% при повышении относительной влажности от 10 до 30%);

анизотропией характеристик прочности (отношение пределов прочности вдоль и поперек волокна составляло ≈ 10 при растяжении и ≈ 2,5 при сжатии);

недолговечностью и низкой стойкостью к грибковым поражениям;

горючестью.

В 1887 г. О. С. Костович получил «Привилегию» на новый конструкционный материал, названный им «арборитом», который впоследствии стал широко известен под названием фанера [2]. При склеивании трех и большего числа слоев древесного шпона получался материал квазиизотропный и с более стабильными механическими характеристиками. Уже в 1913 г. конструктор И. И. Стеглау построил самолет, обшивка которого была целиком изготовлена из фанеры.

Основным достоинством фанеры (точнее, технологии ее получения) явилась возможность изготовления легких, прочных и жестких оболочечных конструкций, в том числе оболочек двойной кривизны, что весьма важно для авиационных конструкций, внешние обводы которых диктуются требованиями аэродинамики. Оболочечные конструкции самолетов выклеивались непосредственно при изготовлении агрегата самолета, при этом ориентация слоев шпона и их число определялись направлением основных силовых потоков в конструкции.

Изобретением фанеры положено, по существу, начало разработки композиционных материалов, в настоящее время внедрение которых в авиационную технику позволяет радикально повысить ее весовое совершенство.

Использование фанеры в качестве конструкционного материала самолетов стимулировало развитие теории упругости анизотропного тела. Работами Л. С. Лейбензона, Я. И. Секкерж-Зенковича, С. Г. Лехницкого, А. Л. Рабиновича в предвоенные годы получены основополагающие результаты в этой области, широко используемые до настоящего времени при анализе прочности композиционных материалов и конструкций из них.

Совершенствование технологии производства фанеры, появление синтетических смол привели в дальнейшем к созданию нового материала на древесной основе — дельта-древесины, которая по удельным характеристикам прочности (табл. 2) превосходила алюминиевые сплавы. Появление дельта-древесины несколько продлило «деревянный век» самолетостроения. Она использовалась в конструкции некоторых самолетов, построенных до войны, в частности истребителей ЛаГГ-3 и МиГ-3.

Таблица 2

Характеристики авиационных конструкционных материалов 40-х годов*

Материал	Плотность, кг/м^3	Предел прочности, кгс/мм^2	Модуль упругости, 10^{-4} кгс/мм^2	Удельная прочность, 10^{-3} м	Удельная жесткость, 10^{-5} м
Фанера	800	7,5	0,13	9,50	16,0
Дельта-древесина:					
плита	1300	26,5	0,28 — 0,34	19,60	23,0
лист		16 — 18			
Дюралюмин Д16:					
лист	2800	40	0,72	14,28	26,0
трубы	2800	44	0,72	15,70	26,0
Сталь (30ХГСА):					
пруток	7800	110	2,0	14,10	25,6
трубы		65 — 90		10,00	
Тросы расчалочные	—	180	—	23,00	—
Дюралюмин 1163**	2800	52	0,72	18,50	

* Таблица составлена по данным [3].
** Паспортизован в 1985 г., дается для сравнения.

В первые месяцы Великой Отечественной войны, когда металлургическая промышленность не могла обеспечить резко возросшую потребность авиастроения в алюминиевых сплавах, использование дельта-древесины частично компенсировало потери авиационной техники в начальный период войны.

По мере накопления опыта создания авиационных конструкций стало ясно, что высокое весовое совершенство обеспечивают материалы, имеющие высокую удельную прочность ($\sigma_в/\rho$) (см. табл. 2), а не просто малую плотность. Это привело к появлению в силовых конструкциях металлических элементов.

По-видимому, первым из отечественных конструкторов, использовавших сталь для изготовления лонжеронов крыла, был И. И. Стеглау [1]. Стальные трубы использовал Я. М. Гаккель для подкосов моноплана «Гаккель-IX». Лонжероны из стальных труб (30ХГСА) были использованы, например, в конструкции крыла самолета Ил-4 [2] и самого крупного из советских серийных самолетов рассматриваемого периода Пе-8 (ТБ-7). Интереснейший опыт использования высокопрочной нержавеющей стали в тонкостенных авиационных конструкциях представляет создание самолетов серии «Сталь».

Подлинную революцию в самолетостроении произвело появление алюминиевых сплавов, которые до сих пор служат основным конструкционным материалом самолетов. Сплавы алюминия с медью (дюраль) имеют высокую удельную прочность (см. табл. 2), высокую пластичность, хорошие технологические свойства; плакирование этих сплавов практически решило проблему коррозионной стойкости. Расширение масштабов металлургии алюминиевых сплавов привело к резкому снижению их стоимости.

Массовое внедрение алюминиевых сплавов в советское самолетостроение стало результатом большой исследовательской и организаторской работы. В начале 20-х годов существовало мнение, что СССР, обладающий богатейшими лесными ресурсами, не должен ориентироваться на металлическое самолетостроение. Большая заслуга в пропаганде значения алюминиевых сплавов для прогресса авиационной техники принадлежит А. Н. Туполеву — конструктору первого советского цельнометаллического самолета АНТ-2 и И. И. Сидорину — первому руководителю отдела испытаний авиационных материалов и конструкций ЦАГИ [4].

За годы первых пятилеток в СССР были созданы новое научное направление — авиационное материаловедение и соответствующая отрасль промышленности.

Выбор конструкционного материала — не прихоть конструктора, не дань моде — это результат тщательного анализа прочностных, весовых, технологических и эксплуатационных характеристик материалов, имеющихся в распоряжении конструктора. Масса элементов конструкции, испытывающих в основном растягивающие нагрузки, обратно пропорциональна удельной прочности материала, из которого изготовлен элемент ($m \approx (\sigma_в/\rho)^{-1}$). Для элементов, нагруженных сжимающими нагрузками, допускаемыми в эксплуатации, являются напряжения потери устойчивости, т. е. состояние, при котором элемент резко изменяет свою форму, иногда без разрушения материала. Критические напряжения потери устойчивости элемента конструкции (например, стержня) зависят от характеристик жесткости материала, из которого элемент изготовлен, а не от характеристик прочности. Поэтому масса сжатого элемента прямо пропорциональна плотности материала и обратно пропорциональна удельной жесткости ($m \sim \rho\,(E/\rho)^{-1/2}$). Масса слабонагруженных элементов практически не зависит от характеристик прочности материала и пропорциональна только его плотности ($m \sim \rho$). Характеристики аэроупругости несущих поверхностей самолета — крыла, оперения в значительной степени определяются их жесткостью, которая может оцениваться, например, частотой собственных колебаний поверхностей (ν). В первом приближении частота собственных колебаний крыла большого удлинения может быть оценена как частота колебаний балки ($\nu \sim \sqrt{EI/F\rho}$, где EI — жесткость балки на изгиб, F — площадь поперечного сечения ее поясов, ρ — плотность материала). При этом частота собственных колебаний в функции основных характеристик материалов может быть представлена в виде

$$\nu \sim (E/\rho)^{1/2}\,(\sigma_в/\rho)^{-1}\,(\rho)^{-1/2}.$$

Эти простые оценки указывают на сложность и неоднозначность решения о выборе материала, тем более что повышение прочности материала не всегда сопровождается увеличением его модуля упругости (см. табл. 2).

Поскольку условия нагружения элементов различны, в конструкции могут соседствовать различные материалы. Это приводит к конструктивным и технологическим сложностям, возникновению коррозии в соединениях различных материалов.

Длительное соперничество дерева и металлов за место «крылатого материала» связано также и с тем, что для обеспечения необходимых аэродинамических свойств крыла (например, ламинарного обтекания) требуется высокое качество поверхности (волнистость, шероховатость) и высокая точность выполнения требуемой формы профиля. При этом фанерная обшивка крыла имеет определенные преимущества в сравнении с обшивкой из высокопрочного алюминиевого сплава.

КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ

Возможности конструктора по созданию прочной и жесткой конструкции самолета ограничиваются необходимостью придания ему форм, обеспечивающих потребные аэродинамические характеристики. Поэтому проблема поиска рациональных конструктивно-силовых схем в авиации всегда стояла более остро, чем в других областях техники. Однако

преемственность идей между различными областями здесь не исключение. Анализ конструкций самолетов рассматриваемого периода позволяет выделить наиболее удачные и часто встречающиеся конструктивно-силовые схемы: расчалочные, ферменные, подкосные, консольные. Последняя схема, ставшая почти единственной уже в предвоенные годы вследствие завоевания монопланом первенства среди других аэродинамических компоновок самолетов, в свою очередь, реализуется в большом числе вариантов.

Упомянутые выше конструктивно-силовые схемы используются как для крыльев, так и для фюзеляжей с учетом характерной геометрии и особенностей нагружения этих основных элементов самолета.

Расчалочная (вантовая) схема использована еще в конструкции первого в мире самолета, построенного А. Ф. Можайским. Первые самолеты имели профиль крыла в виде тонкой дужки. Такое крыло даже в случае применения относительно высокопрочных материалов не могло воспринимать действующий в полете изгибающий момент, поскольку момент сопротивления изгибу пропорционален квадрату высоты сечения крыла. А. Ф. Можайский — высокообразованный морской инженер, применил для своего самолета классическую конструктивно-силовую схему парусных судов: мачта, расчаленная вантами. В дальнейшем расчалочная схема использовалась на самолетах-монопланах, в частности на самолете И. И. Сикорского С-11, построенном в 1913 г. и прослужившем вплоть до 1922 г. в частях советской авиации. Нижние расчалки (рис. 1) служат для лонжеронов крыла дополнительными опорами, превращая их в многоопорную балку. При

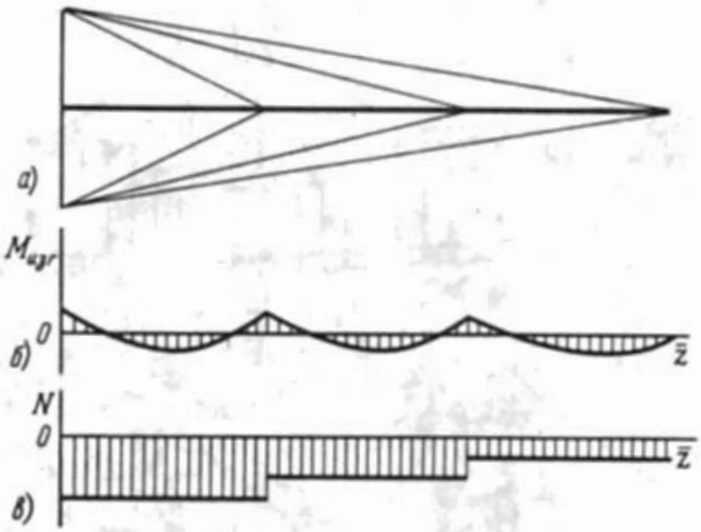
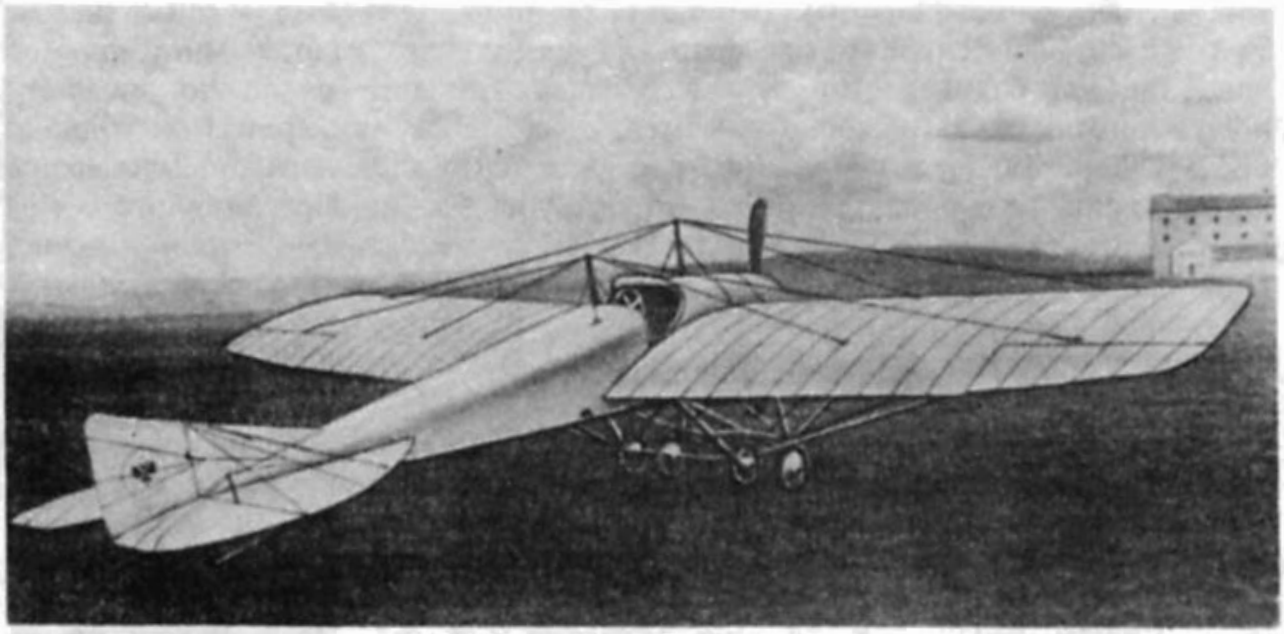


Рис. 1. Схема расчалочного крыла (*а*) и эпюры изгибающих моментов (*б*) и продольных сил (*в*), действующих на него



Расчалочный моноплан «Сикорский-11» [2]

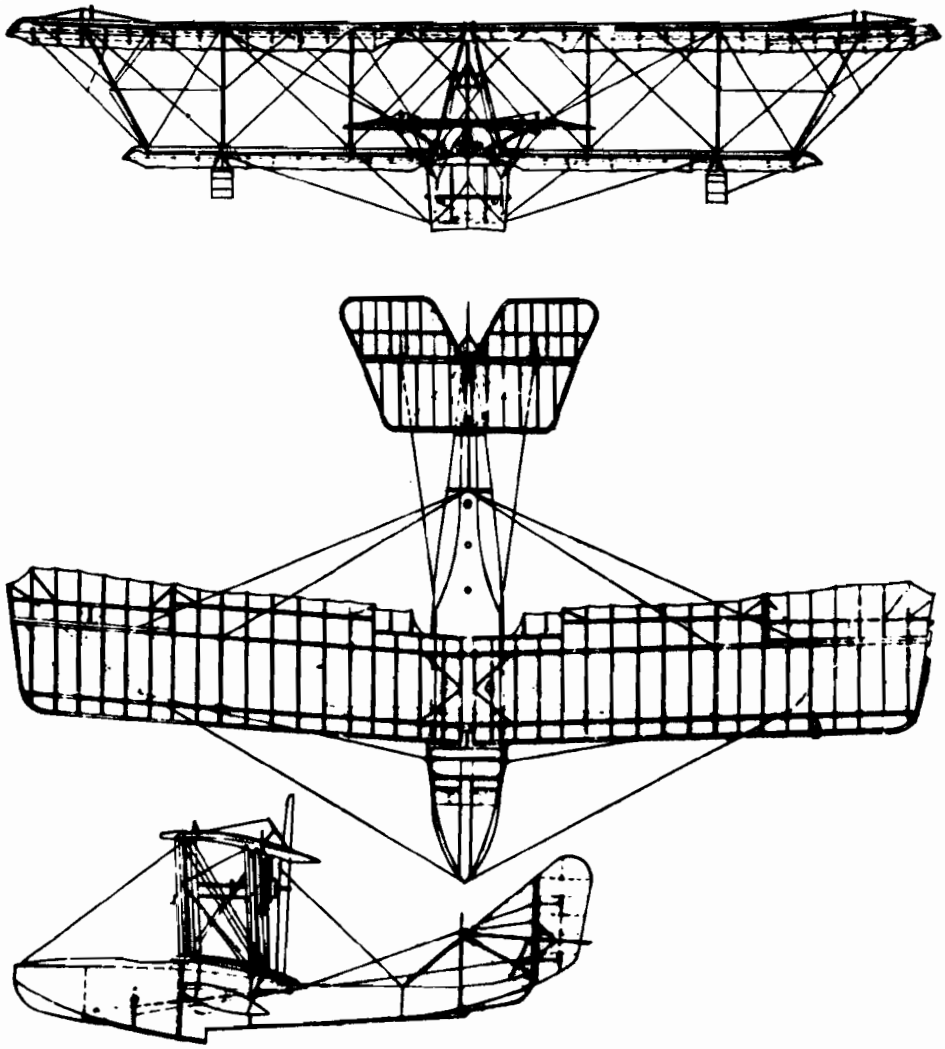


Рис. 2. Увеличение общей жесткости самолета М-5 Д. П. Григоровича введением расчалок

этом изгибающий момент в наиболее нагруженном сечении меньше, чем у консольной балки (см. рис. 1) в 50 — 100 раз. Рациональным выбором предварительной затяжки нижних расчалок можно добиться того, чтобы в каждом пролете изгибающий момент был минимальным. Это обеспечивается, как известно, в тех случаях, когда минимальное значение изгибающего момента в пределах пролета равно по абсолютному значению изгибающему моменту на опоре (см. рис. 1,*б*). Однако предварительная затяжка нижних расчалок нагружает изгибом лонжероны крыла, когда воздушная нагрузка отсутствует. Для парирования этого момента служат верхние расчалки, имеющие ту же затяжку, что и нижние. Они же выполняют роль опор при действии на крыло отрицательной воздушной нагрузки. Проекции усилий в расчалках на ось лонжеронов догружают их продольной силой (см. рис. 1,*в*). Таким образом, лонжероны крыла в расчалочной схеме работают как сжато-изогнутый стержень. Оценки показывают, что для самолета С-12 с взлетной массой 680 кг, имеющего размах крыла 10 м, при расчетной перегрузке $n_y = 3{,}75$ суммарные напряжения в лонжероне из соснового бруска сечением 50 × 50 мм не превышают ≈ 2 кгс/мм^2, а напряжения от сжатия менее 0,5 кгс/мм^2. При этом критические напряжения потери устойчивости лонжерона $\sigma_{кр} \approx 1$ кгс/мм^2. Площадь сечения растяжки ≈ 3 мм^2. Масса такого крыла могла составлять ≈ 80 кг (3,75 — 4 кг/м^2).

Расчалочные конструкции использовались также для увеличения жесткости аппарата в целом (рис. 2 [2]) или его отдельных элементов. Например, фюзеляж самолета «Русский витязь» имел так называемый шпренгель (стойку с расчалками) для увеличения жесткости в вертикальной плоскости. Расчалочные конструкции обладают значительным аэродинамическим сопротивлением, требуют тщательной тарировки предварительного натяга для обеспечения желательного распределения усилий в расчетных случаях нагружения, а также обладают малой надежностью, так как при обрыве отдельных расчалок происходит существенное перераспределение нагрузок между элементами.

Ферменная схема была естественной для самолетов-бипланов. Соединение верхнего и нижнего планов посредством стоек и расчалок преобразует всю конструкцию в пространственную ферму, стержни которой работают на растяжение-сжатие. Горизонтальные стержни, которыми служат лонжероны крыла, дополнительно нагружаются местным изгибом от распределенных аэродинамических нагрузок. Примером совершенной конструкции бипланного крыла с тонким профилем может служить крыло самолета «Илья Муромец» с размахом 30 м и удлинением $\lambda = 14$, построенного в 1913 г. на Русско-Балтийском вагонном заводе под руководством И. И. Сикорского [2].

В так называемой бипланной коробке (рис. 3) аэродинамические нагрузки, действующие по нормали к плоскости крыла, преобразуются в сжимающие усилия в вертикальных стойках и лонжеронах верхнего плана и растягивающие усилия в лонжеронах нижнего плана и диагональных расчалках. Применение расчалок в обеих диагоналях фронтальной проекции коробки исключало возможность появления сжимающих усилий в расчалках, что позволяло увеличить расчетные напряжения в расчалках и тем самым снизить массу конструкции. Бипланная коробка двухлонжеронных крыльев с межлонжеронными расчалками в плоскости каждого плана обладает также большой крутильной жесткостью. Малая масса и высокая жесткость бипланной коробки привлекали конструкторов, даже когда стали применяться аэродинамические профили крыла с относительной толщиной 8 — 12% и жесткость изгиба каждого из планов значительно возросла. Например, высокоманевренный истребитель И-153 «Чайка» Н. Н. Поликарпова, построенный в 1938 г. [5], имел бипланную схему. Стойка в этом случае имела I-образную форму, а число ленточных расчалок было сведено к минимуму. Относительная

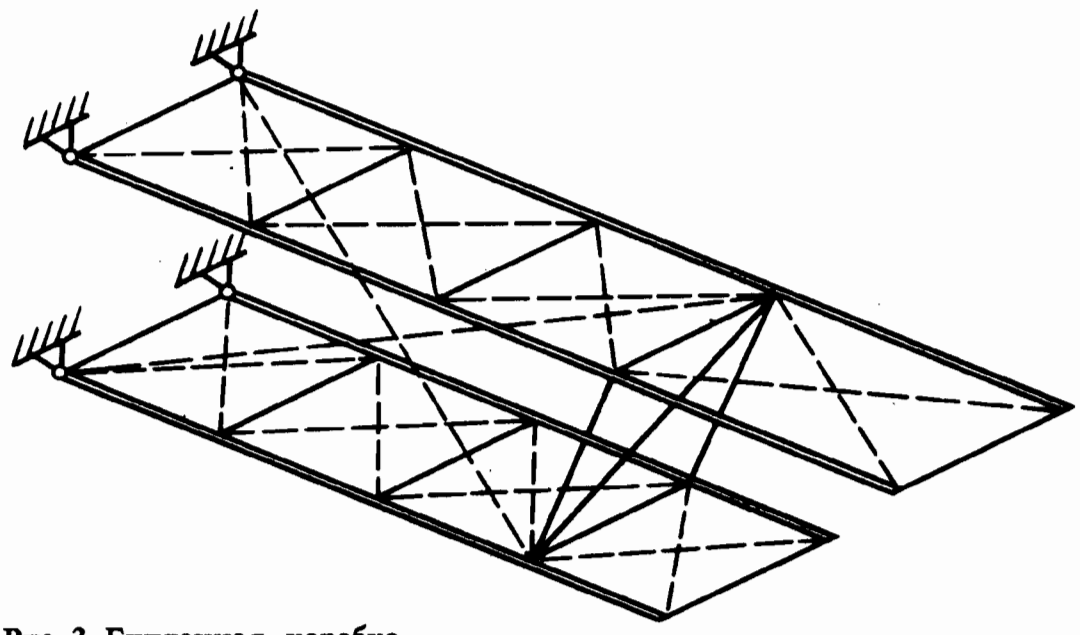
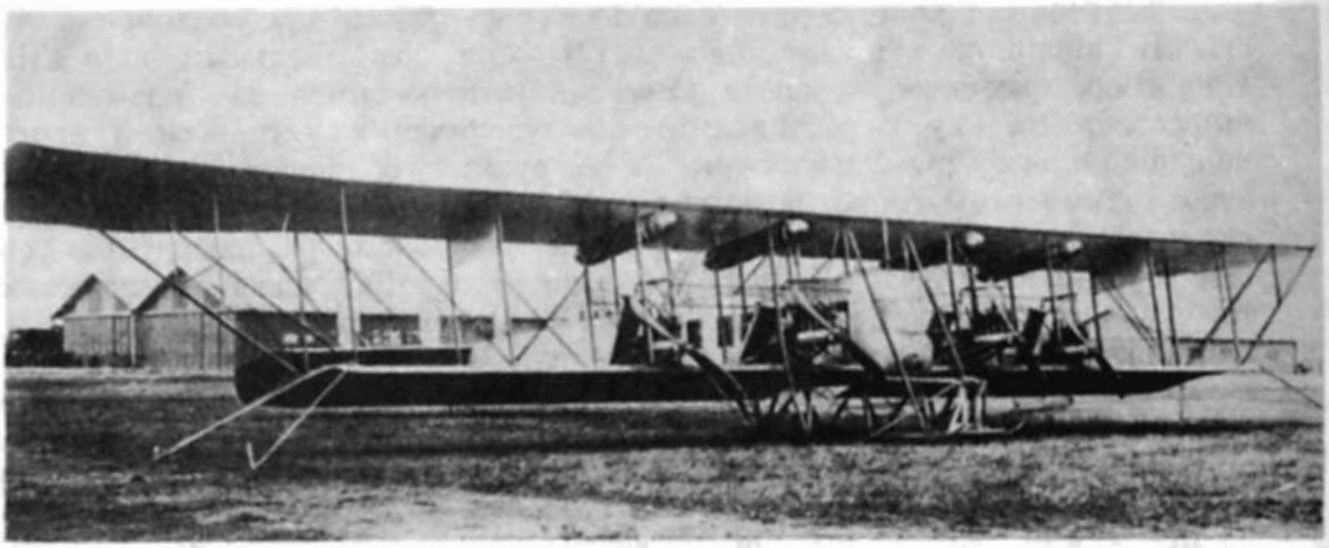


Рис. 3. Бипланная коробка

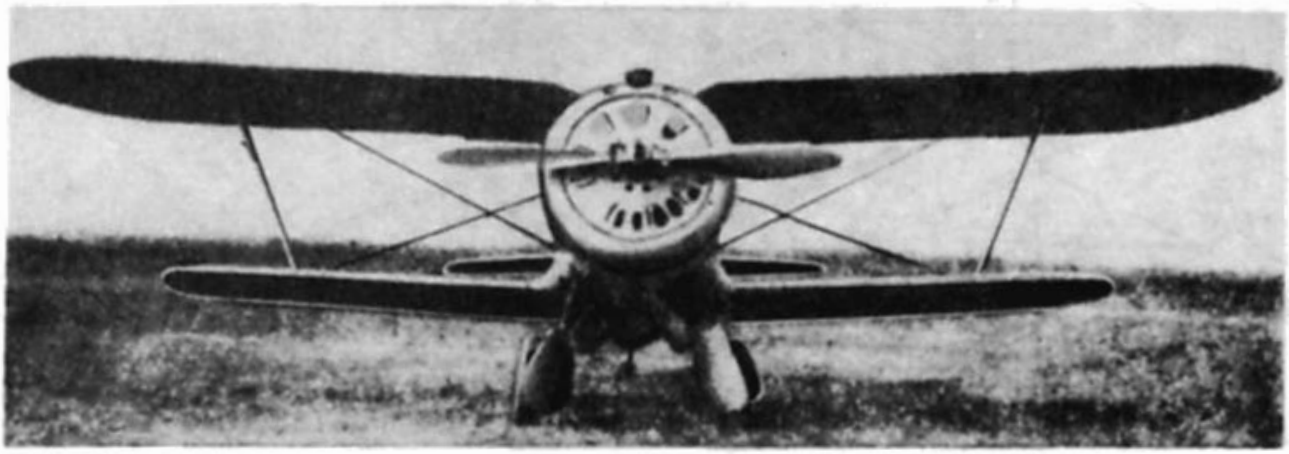


Самолет «Илья Муромец»

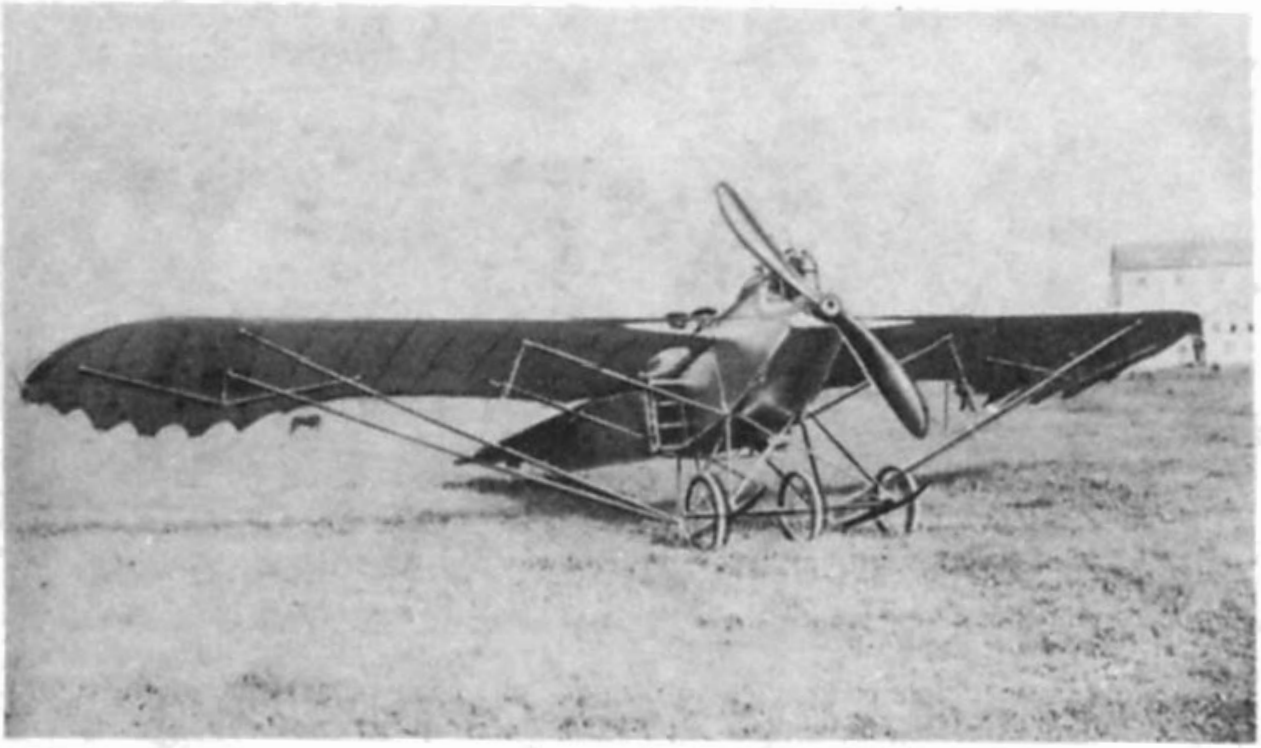
масса снаряженного самолета И-153 была на 5% меньше, чем у самолета — монопланa И-16 с такой же силовой установкой. Однако переход к монопланной схеме обеспечил самолету прирост максимальной скорости около 50 км/ч.

Ферменные конструкции были основной конструктивно-силовой схемой фюзеляжей до тех пор, пока не были вытеснены оболочечной конструкцией типа полумонокок. Изменялись только используемые материалы (дерево заменил металл) или конструктивное решение — вместо тросовых расчалок, обеспечивающих работу конструкции при сдвиге, появились пространственные сварные фермы из труб.

Подкосный моноплан является промежуточной схемой между расчалочной и консольной. Впервые в России эта схема применена Я. М. Гаккелем в 1912 г. на самолете «Гаккель-IX» [2]. Подкосы этого самолета были сделаны из «армированного дерева» — в пазах на поверхности деревянных подкосов укладывалась стальная проволока, которая обеспечивала прочность подкоса в полетных случаях нагружения. При стоянке, движении по земле и при действии на самолет отрицательных перегрузок в полете на сжатие работала деревянная часть. Для повышения критических напряжений общей потери устойчивости подкоса применялись контрподкосы из металлических труб.



Самолет И-153 «Чайка»



Самолет «Гаккель-IX»

Впоследствии подкосная схема использовалась на самолетах К. А. Калинина, самолете «Сталь-2» А. П. Путилова [2], а на легких самолетах применяется до настоящего времени.

Наличие подкоса в три — пять раз снижает изгибающий момент в корне крыла (рис. 4) и даже позволяет применить шарнирное соединение консоли с фюзеляжем. Поскольку в основных случаях нагружения подкос работает на растяжение (в отличие от лонжерона крыла, работающего на изгиб), суммарная масса лонжеронов крыла и подкосов меньше, чем консольного крыла.

Консольные крылья стали основной формой конструктивной реализации самолетов-монопланов. К концу 30-х годов свободнонесущий моноплан нормальной схемы завоевал монополию среди других аэродинамических компоновок самолетов, поэтому усилия конструкторов были направлены на поиски рациональной конструктивно-силовой схемы консольного крыла. Среди освоенных вариантов конструктивно-силовых схем консольного крыла можно выделить две группы: с неработающей (полотняной) и с работающей обшивкой.

По числу основных лонжеронов, несущих изгибающую нагрузку, различают одно-, двух- и многолонжеронные крылья.

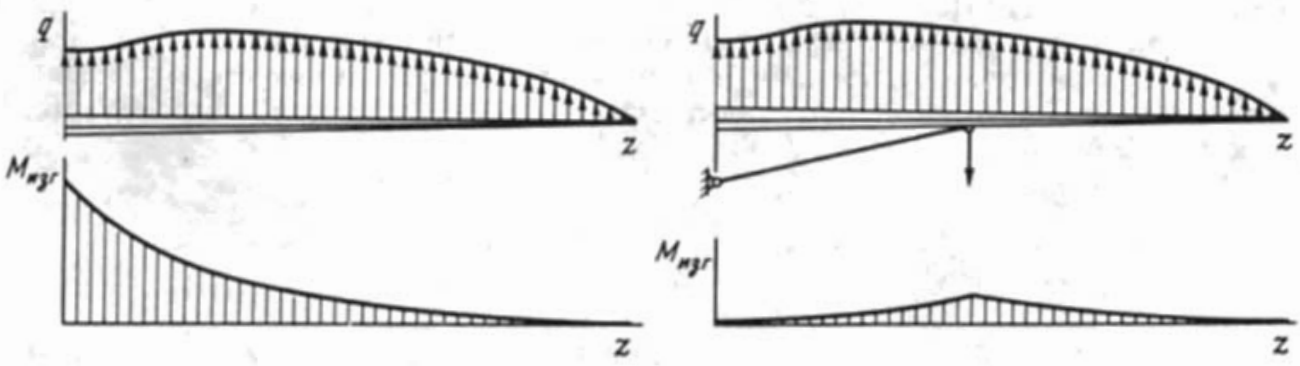


Рис. 4. Эпюры изгибающих моментов в свободнонесущем и подкосном крыле



Самолет «Сталь-2»

В однолонжеронном крыле лонжерон по хорде размещают в месте максимальной высоты профиля крыла, обеспечивая лонжерону максимальный момент сопротивления изгибу. Распределенная аэродинамическая нагрузка передается на лонжерон через систему нервюр, образующих профиль крыла и поддерживающих полотняную обшивку. Однако центр давления на профиле ($\bar{x}_д = c_m/c_y$) располагается ближе к передней кромке крыла, чем координата максимальной высоты профиля ($\bar{x}_c$), поэтому относительно оси жесткости крыла, совпадающей с лонжероном, возникает крутящий момент $m_{кр} = c_y[\bar{x}_c - (c_m/c_y)]qb$. Лонжерон прямоугольного или двутаврового сечения имеет, как правило, недостаточный полярный момент инерции, поэтому для обеспечения прочности однолонжеронного крыла при кручении требуется принимать специальные меры. Такими мерами может быть придание лонжерону коробчатого сечения, например кругового (рис. 5 [4]), или дополнение лонжерона пространственной расчалочной фермой (рис. 6 [4]).

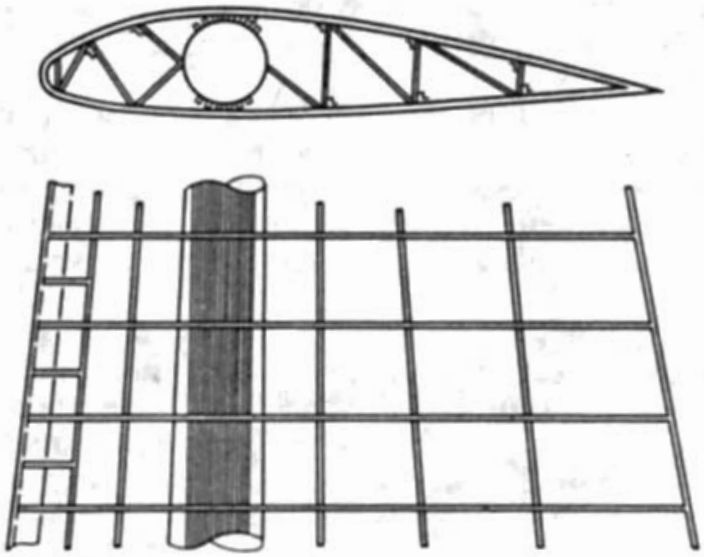


Рис. 5. Схема однолонжеронного крыла с трубчатым лонжероном

В двухлонжеронном крыле кручение воспринимается изгибом лонжеронов, при этом условный центр жесткости сечения такого крыла, относительно которого происходит закручивание сечения, определяется жесткостями лонжеронов:

$$x_{ц.ж} = \sum_{i=1}^{N} I_i x_i \Big/ \sum_{i=1}^{N} I_i ,$$

где I_i — момент инерции i-го лонжерона; x_i — его положение относительно передней кромки крыла; N — число лонжеронов.

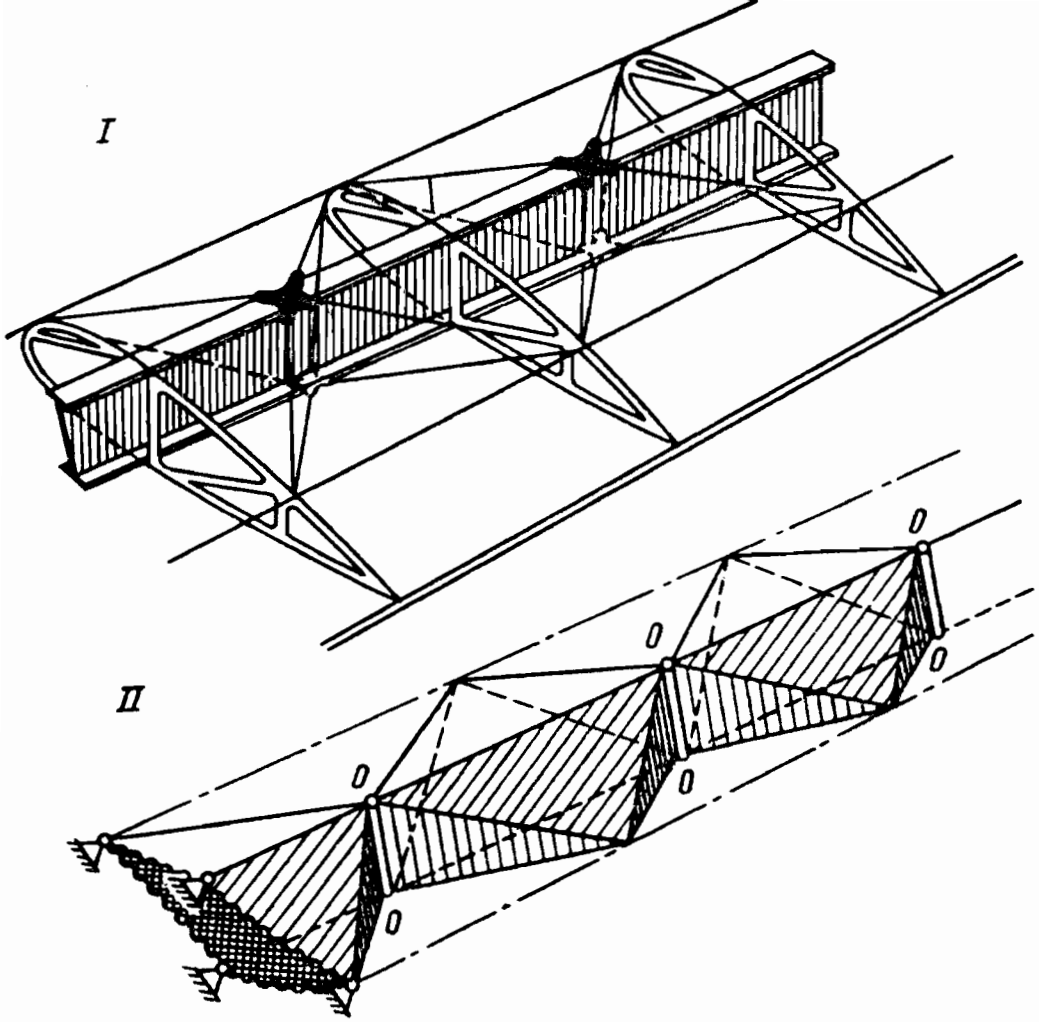


Рис. 6. Конструктивная (*I*) и силовая (*II*) схемы однолонжеронного крыла с расчалочной фермой

Очевидно, чем больше расстояние между лонжеронами, тем меньше дополнительный изгибающий момент, вызванный кручением крыла. Однако при этом снижается эффективность работы крыла на изгиб, так как $\sum_i W_i < W_1$. Здесь W_i — момент сопротивления изгибу i-го лонжерона, W_1 — момент сопротивления изгибу однолонжеронного крыла с тем же профилем. Для повышения жесткости кручения двухлонжерон-

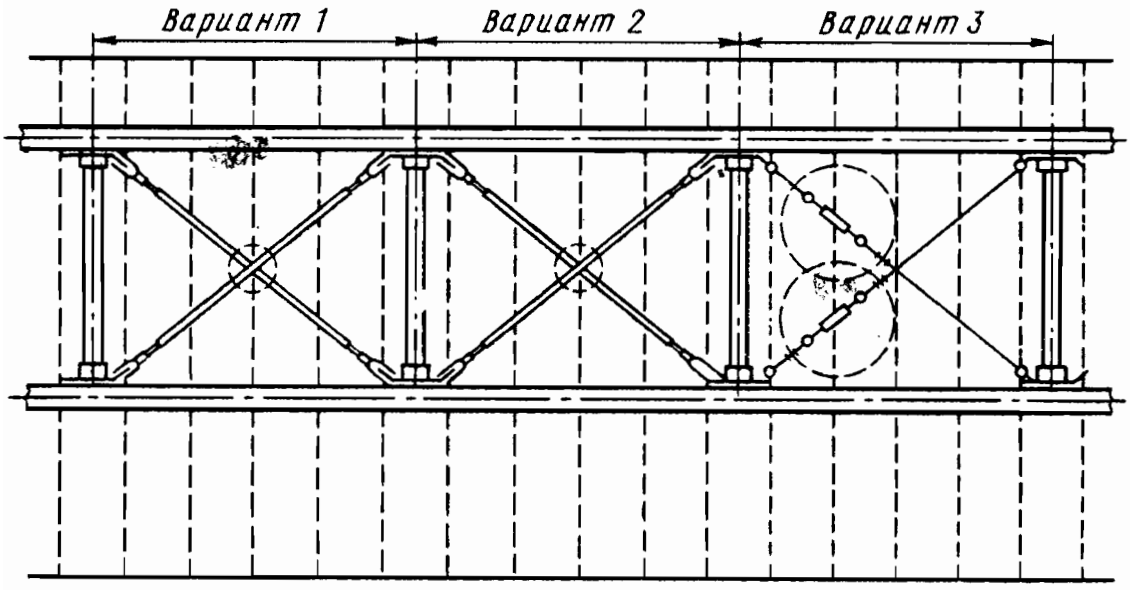


Рис. 7. Диагональные расчалки в двухлонжеронном крыле

ных крыльев между лонжеронами устанавливают диагональные расчалки (рис. 7), воспринимающие сдвиг растяжением.

По мере увеличения скорости полета (скоростного напора) для исключения искажения профиля крыла с полотняной обшивкой приходится уменьшать шаг нервюр (a) в соответствии с эмпирической формулой $a \leq \frac{\sigma}{0{,}045V^2}$, где σ — предел прочности полотна при растяжении. Так, для обеспечения скорости полета $V = 500$ км/ч у земли крыло с полотняной обшивкой, имеющей предел прочности 1800 кгс/м^2 (см. табл. 1), должно иметь шаг нервюр около 120 мм. Масса нервюр при этом становится неоправданно большой. Именно поэтому уже в начале 30-х годов намечается переход к крыльям с жесткой обшивкой. Появление жесткой обшивки (фанерной или металлической) позволило по-иному обеспечить работу крыла на кручение.

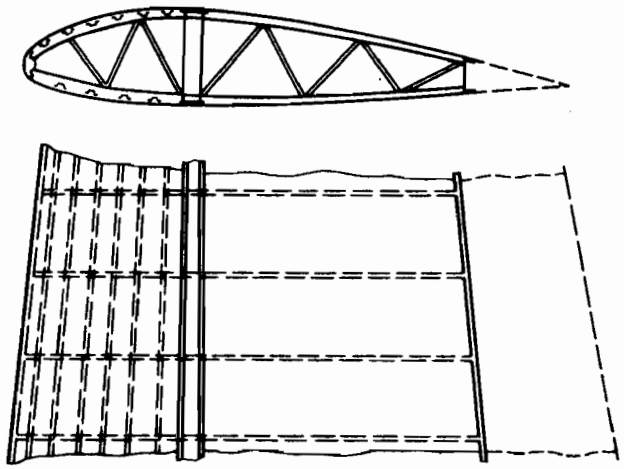


Рис. 8. Однолонжеронное крыло с жестким носком профиля

Для однолонжеронного крыла обшивка включается в работу на кручение путем создания жесткого носка профиля (рис. 8) или установкой дополнительных стенок, передающих только перерезывающую силу (рис. 9; самолет Ла-9).

В двухлонжеронном крыле с работающей обшивкой появляется возможность организации жесткого межлонжеронного контура, работающего на кручение. Эта идея использована в конструктивно-силовой схеме крыла самолета ЛаГГ-3 (рис. 10 [6]), где в межлонжеронном пространстве кроме обшивки, образующей внешнюю поверхность крыла, существует замкнутый фанерный кессон, связанный также с нервюрами. Внутри кессона размещены бензобаки.

В рассмотренных вариантах конструктивно-силовой схемы крыла с частичным включением жесткой обшивки в работу крыла на общие нагрузки (только на кручение) исключение обшивки из работы при изгибе крыла достигается ориентацией фанерной обшивки под

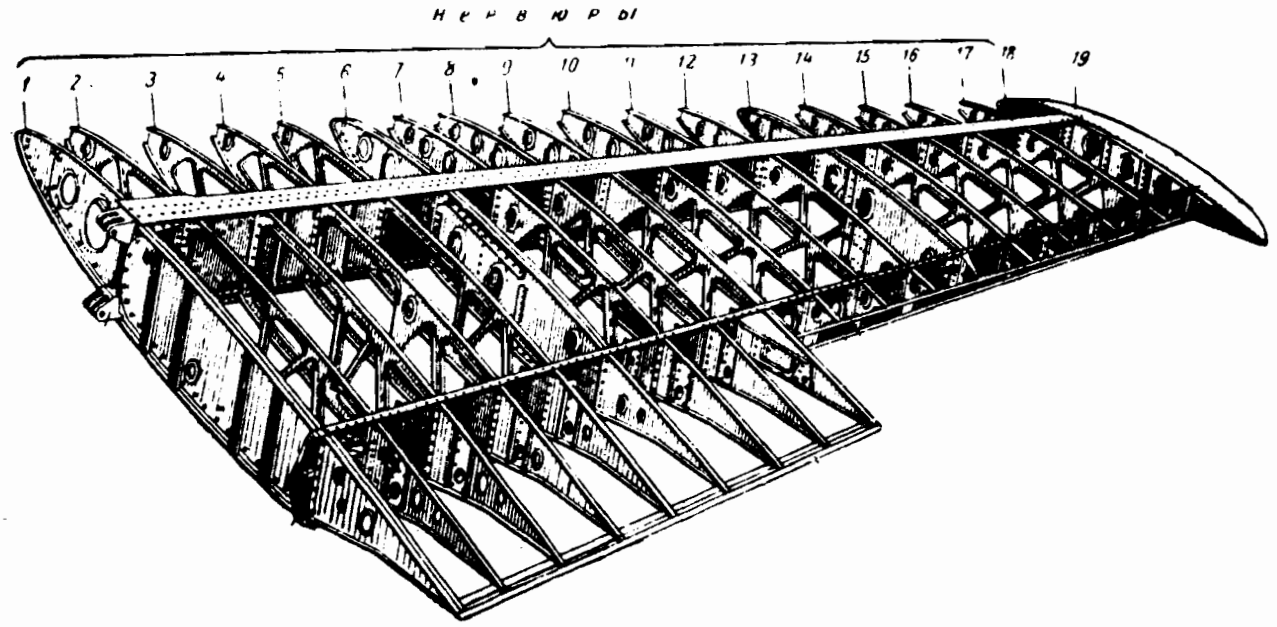


Рис. 9. Однолонжеронное крыло со стенкой (самолет Ла-9)

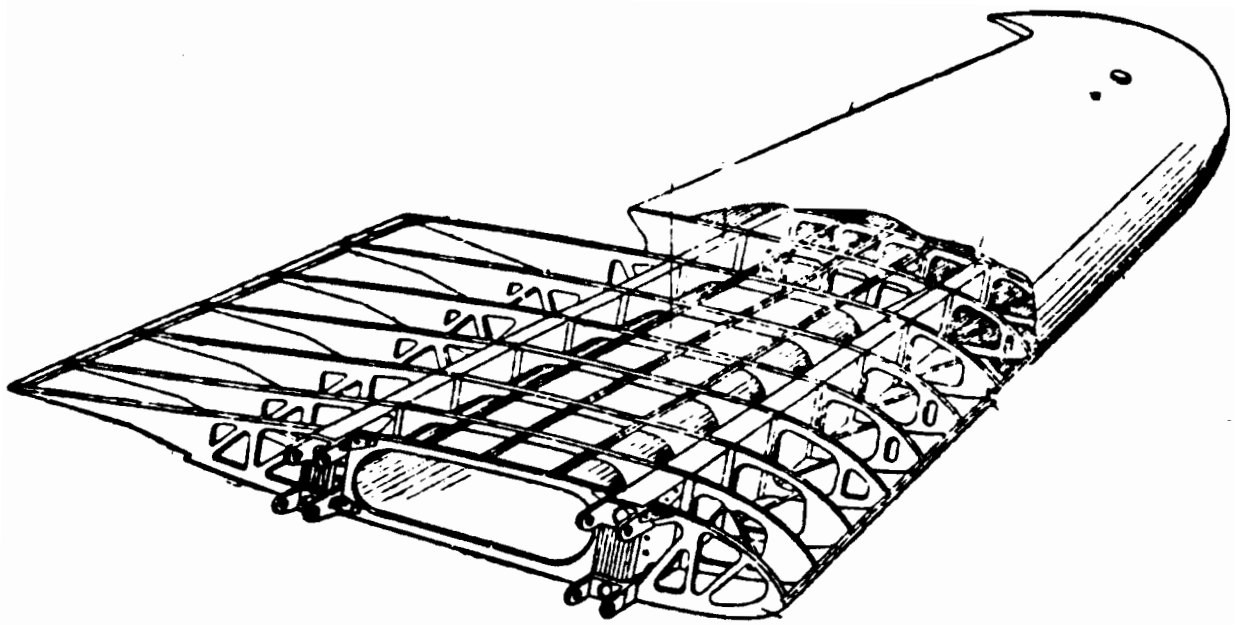


Рис. 10. Двухлонжеронное крыло с обшивкой, работающей на кручение (самолет ЛаГГ-3)

углом 45° к линии размаха крыла, использованием металлических лонжеронов (самолеты И-16, Як-9) или гофрированием металлической обшивки.

Разработка рациональной конструкции советских цельнометаллических самолетов была начата в ЦАГИ под руководством А. Н. Туполева. Конструкторский коллектив АГОС ЦАГИ начал освоение нового материала с постройки аэросаней и глиссеров. При этом разрабатывался сортамент профилей, исследовались способы соединения узлов и деталей, отрабатывалась технология получения деталей и сборки тонкостенных конструкций. Эта целенаправленная и настойчивая работа завершилась созданием конструкции свободнонесущего крыла с гофрированной обшивкой — конструкции, ставшей классической и позволившей построить такие выдающиеся машины, как ТБ-1, ТБ-3, АНТ-25, АНТ-20 «Максим Горький». Непосредственным развитием этой конструкции стали крылья с гладкой обшивкой самолетов СБ, ДБ-2, ТБ-7, Пе-2.

Силовую основу крыла ЦАГИ составляет каркас, представляющий собой пространственную ферму. На рис. 11 [8] показана в качестве примера отъемная часть крыла самолета АНТ-9 (1928 г.). Каркас включает лонжероны (рис. 12 [9]), изготовленные из труб (алюминиевых

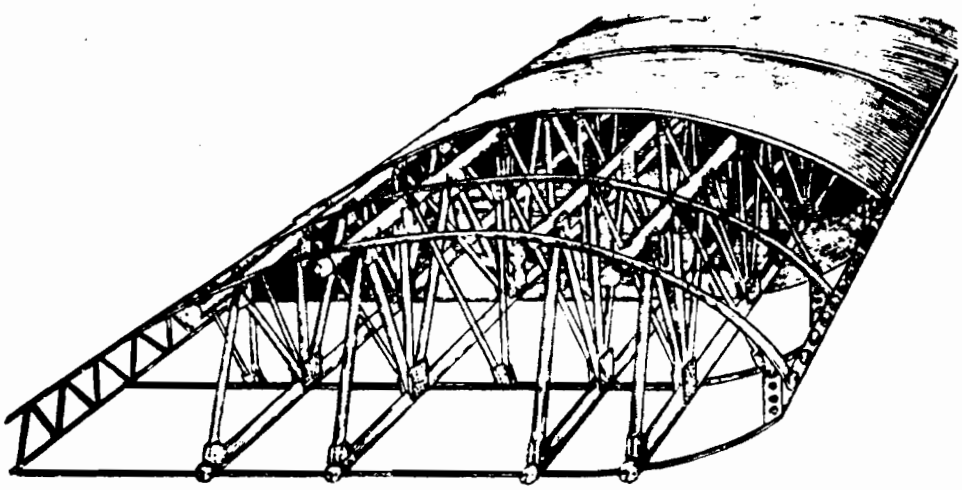


Рис. 11. Каркас отъемной части крыла самолета АНТ-9

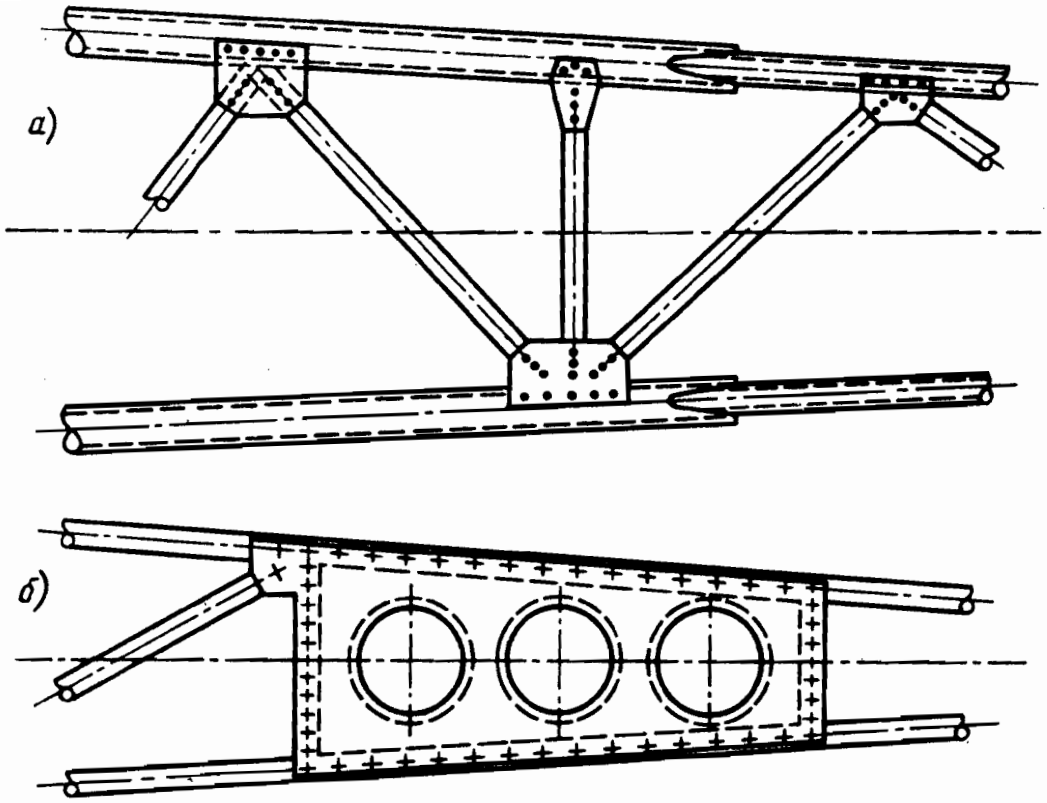


Рис. 12. Ферменный лонжерон крыла (самолет ТБ-1)

или стальных для тяжелых самолетов) с применением клепки. Сначала путем открытой клепки собирается «змейка» из стоек, раскосов и узловых накладок («косынок»), затем закрытой клепкой осуществляется соединение «змейки» с трубчатыми поясами (см. рис. 12,*а*). В концевой части лонжерона стойки и раскосы заменялись стенкой с отбортованными отверстиями для облегчения (см. рис. 12,*б*). Пояса имеют переменный диаметр вдоль размаха крыла, что обеспечивается соединением труб разного диаметра посредством клепки (рис. 13 [9]). В ответственных узлах использовалась смешанная клепано-сварная конструкция из алюминия и стали. На рис. 14 [8] показана конструкция узла крепления центроплана крыла к фюзеляжу, где стальное ушко *1* с наваренными накладками *3* приварено к стальному патрубку *2*, который приклепывается к дюралевым косынкам лонжерона из дюралевых труб. Гофрированная обшивка крыла типа ЦАГИ (рис. 15 [9]) в отличие от полотняной точно воспроизводила форму аэродинамического профиля в любом сечении, не требуя при этом большого числа нервюр (например, отъемная часть консоли самолета АНТ-9 имела всего восемь нервюр). Вместе с тем гофрированная обшивка существенно увеличивает сопротивление трения крыла и, составляя около 40% массы крыла, не участвует в работе крыла на изгиб.

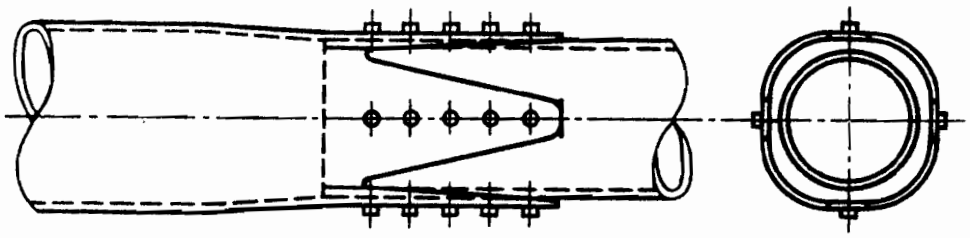


Рис. 13. Соединение трубчатых поясов клепкой

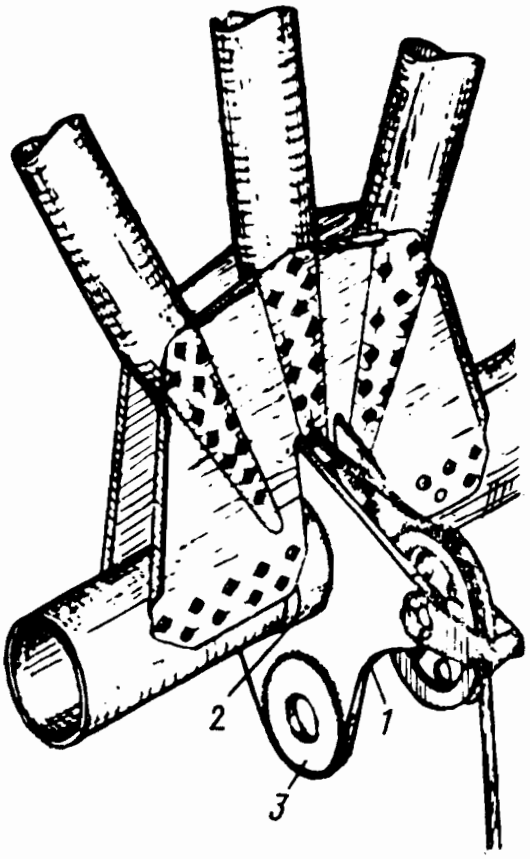


Рис. 14. Узел крепления центроплана крыла к фюзеляжу (самолет АНТ-9)

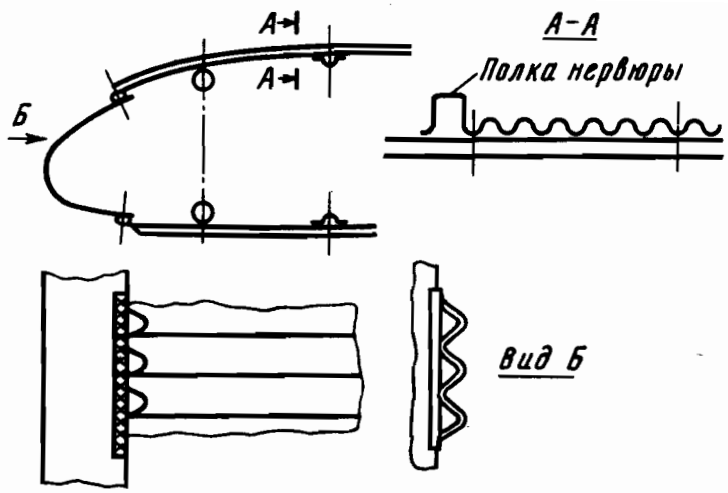


Рис. 15. Гофрированная обшивка крыла (самолет ТБ-3)

Поиски конструктивного решения цельнометаллического крыла с гладкой работающей при изгибе крыла обшивкой велись параллельно с отработкой и расширением области применения описанной выше конструкции. Примером такого решения может служить конструкция крыла самолета ДБ-3, предшественника одного из основных самолетов Великой Отечественной войны — Ил-4. Крыло ДБ-3 (рис. 16 [10]), так же как крыло типа ЦАГИ, имеет силовой каркас из стальных труб, образованный двумя лонжеронами и 12 ферменными силовыми нервюрами. Между силовыми нервюрами располагаются облегченные нервюры балочного типа, которые поддерживают обшивку, подкрепленную стрингерами. Таким образом, расстояние между двумя соседними нервюрами составляет 300 мм.

В 1941 г. началось серийное производство пикирующего бомбардировщика Пе-2. Конструкция крыла этого самолета может считаться уже

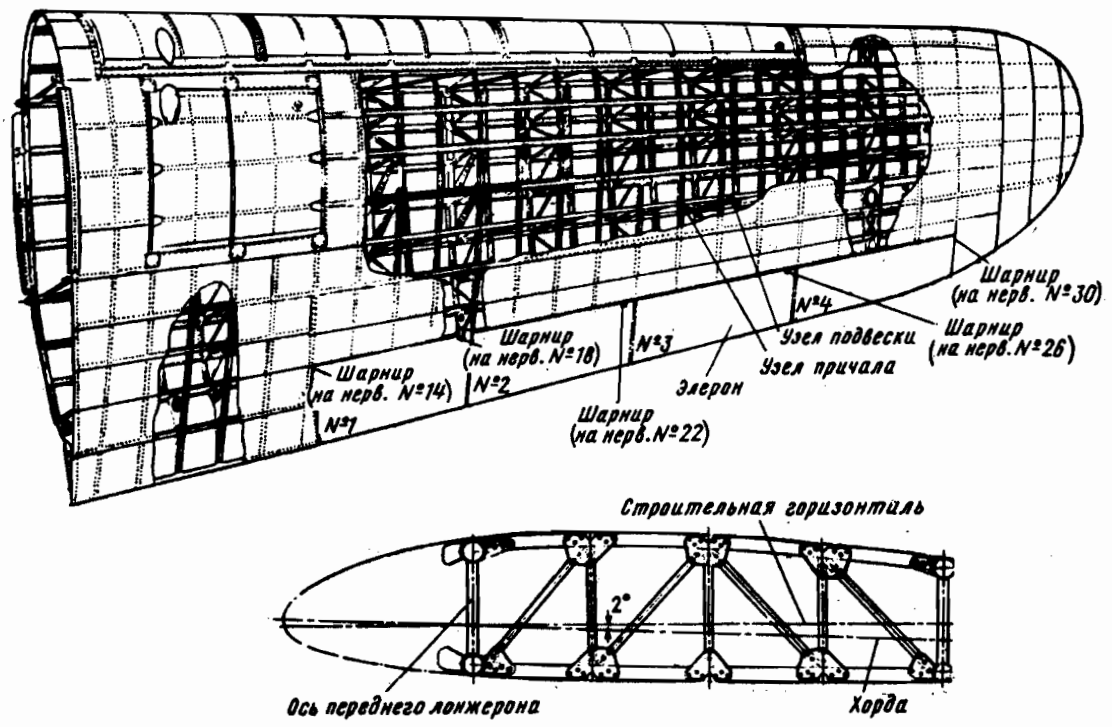


Рис. 16. Каркасное металлическое крыло с гладкой работающей обшивкой (самолет ДБ-3)

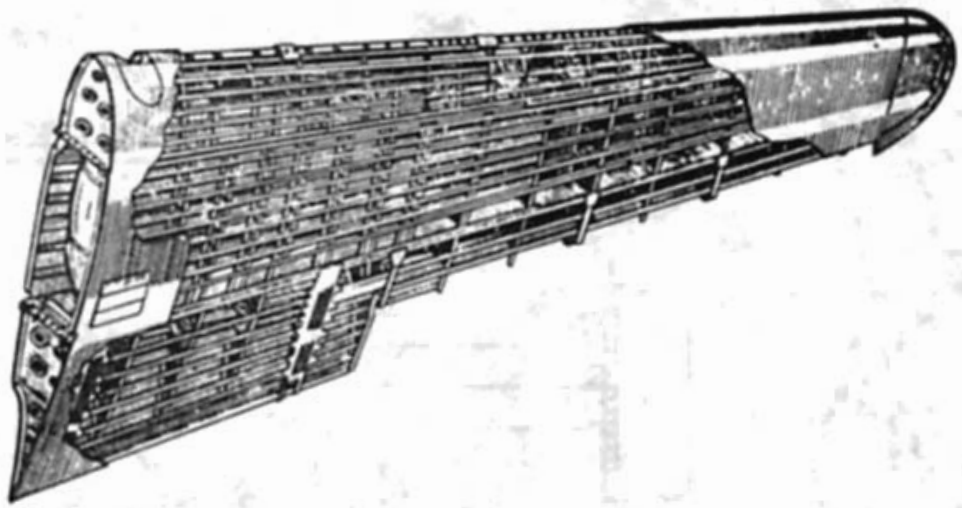


Рис. 17. Тонкостенная конструкция крыла (самолет Пе-2)

классической тонкостенной металлической авиационной конструкцией. Отъемная часть крыла (рис. 17 [11]) имела два балочных лонжерона (рис. 18 [11]) с плоской стенкой, подкрепленной стойками, 13 нервюр (на рис. 19 [11] показана типовая нервюра) и работающую обшивку, подкрепленную стрингерами. Стальные пояса лонжеронов (30ХГСА) термически обрабатывались до $\sigma_в = 150$ кгс/мм^2, стрингеры — прессованные из сплава Д16Т. Обшивка верхней поверхности подкреплялась Z-образными стрингерами с бульбой, а обшивка нижней поверхности — уголковыми стрингерами с бульбой. Обшивка — переменной толщины (от 1,2 до 0,5 мм). Листы стыковались внахлест с подсечкой заклепками с потайной головкой.

Лонжеронные крылья с работающей обшивкой самолетов ДБ-3 и Пе-2 имели высокое весовое совершенство, несущую способность и живучесть. Однако тонкая обшивка ($\delta = 0{,}5 \div 1{,}2$ мм), подкрепленная редкими стрингерами, имела критические напряжения $\sigma_{кр} = 1{,}5 \div 2{,}5$ кгс/мм^2, что при высоких расчетных напряжениях в основных силовых элементах — поясах лонжеронов и стрингерах приводило к выпучиванию обшивки уже в горизонтальном полете ($n_y = 1$), а следовательно, к ухудшению качества поверхности крыла. Уменьшение выпучивания тонкой дюралевой обшивки обеспечивалось в некоторой степени использо-

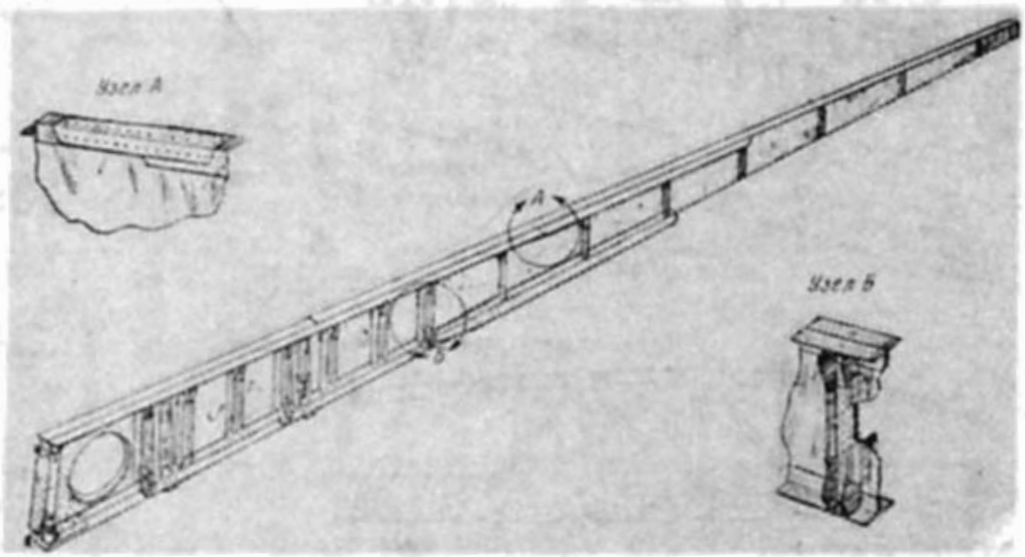


Рис. 18. Балочный лонжерон крыла



Рис. 19. Типовая нервюра крыла

ванием стальных поясов лонжеронов, что при равной деформации их и дюралюминиевых панелей обшивки снижало действующие в обшивке напряжения. Однако и это не исключало выпучивания обшивки.

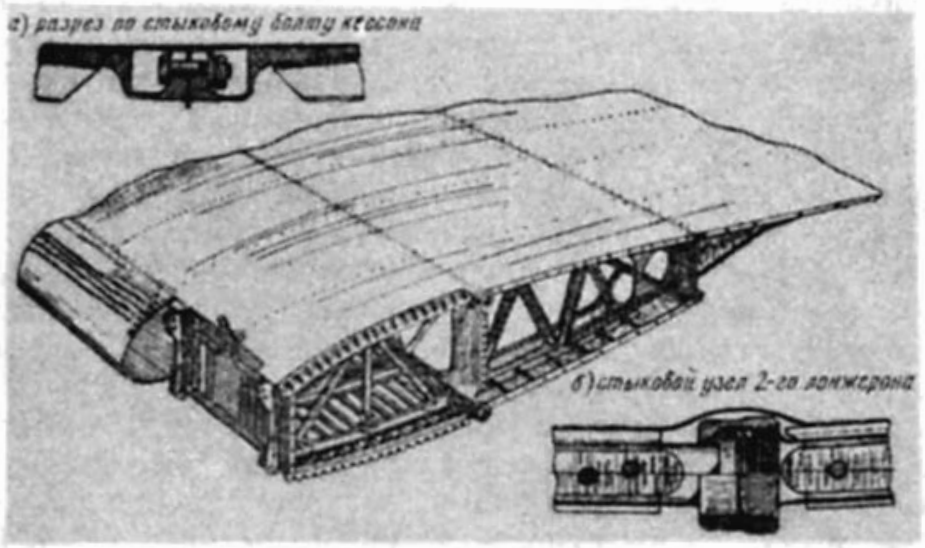


Рис. 20. Кессонное крыло (самолет Ту-2)

Разработка современной кессонной конструкции крыла тяжелого самолета была выполнена в процессе создания самолета Ту-2 (1941 г., серийное производство — 1943 г.). Основным элементом отъемной части крыла самолета Ту-2, воспринимающим все нагрузки, является кессон, который занимает чуть более 35% хорды крыла (рис. 20 [12]). Кессон состоит из двух отдельно собираемых агрегатов — верхней и нижней панелей. Обшивка кессона подкреплена П-образными стрингерами. Кессон со стороны передней кромки ограничен носовой балочкой, а со стороны задней кромки — лонжероном с дюралюминиевыми поясами из уголков. Отъемная часть крыла соединялась с центропланом контурным болтовым стыком (см. рис. 20,*а*) и по поясам заднего лонжерона кессона (см. рис. 20,*б*).

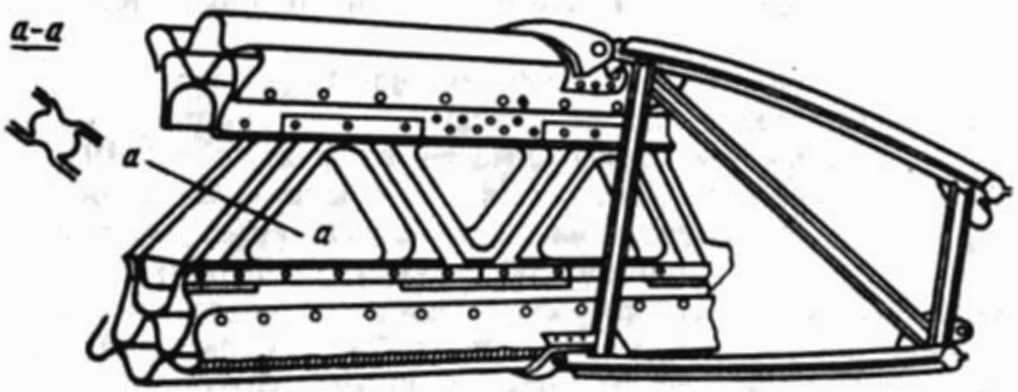


Рис. 21. Многоячеистый стальной лонжерон крыла (самолет «Сталь-2»)

Говоря о поисках рациональной конструкции цельнометаллического крыла, нельзя не упомянуть работы по созданию конструкции самолетов серии «Сталь» и, прежде всего, работы, выполненные под руководством А. И. Путилова по самолету «Сталь-2» (1943 г.). Лонжерон крыла этого самолета (рис. 21 [9]) выполнен целиком из стали советского производства Энерж-6. Эта нержавеющая сталь аустенитного класса имела достаточно высокую прочность (140 кгс/мм^2) и хорошую пластичность. Использование высокопрочной стали в относительно малонагруженной конструкции приводит к малым потребным значениям площади поперечного сечения элементов. В сжатых элементах это может вызвать потерю их устойчивости как общую (искажение формы элемента в целом), так и местную (искажение формы поперечного сечения элемента). Для увеличения критических напряжений общей потери устойчивости стержня ($\sigma_{кр} \sim Er^2/l^2$, здесь $r = \sqrt{I/F}$ — радиус инерции сечения, l — длина стержня) необходимо увеличивать радиус инерции его поперечного сечения, т. е. отыскивать его рациональную форму при заданной площади. Основным способом увеличения местных критических напряжений ($\sigma_{кр} \sim \delta/R$, где δ — толщина листа, R — местный радиус кривизны сечения) является гофрирование листа.

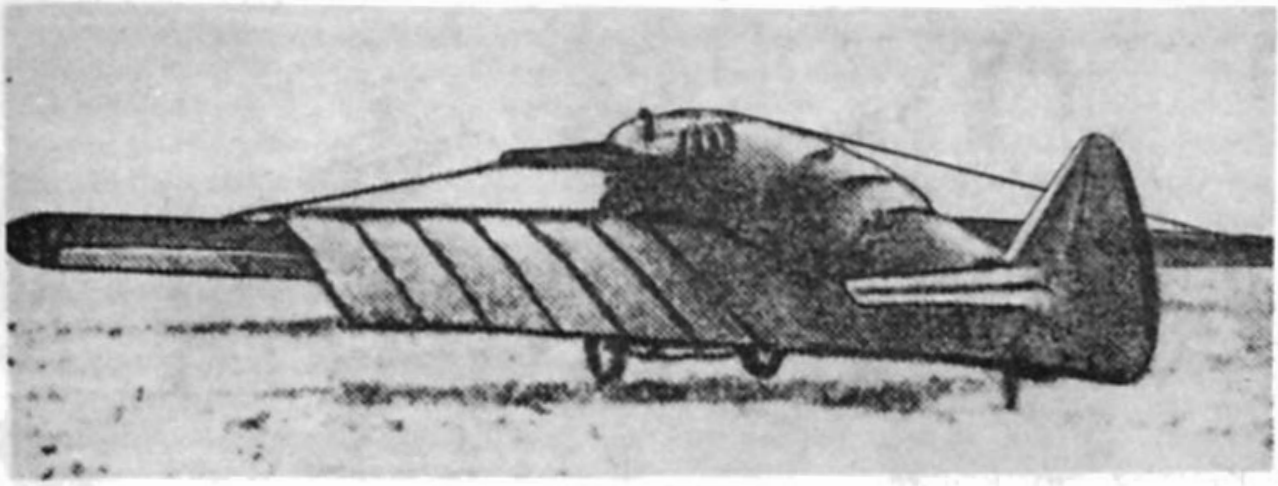
Результатом поиска рациональной конструкции лонжерона крыла самолета «Сталь-2» явилась ажурная многоячеистая конструкция из тонкого ($\delta = 0{,}2 \div 0{,}5$ мм) листового материала. Соединение гофрированных полос осуществлялось контактной точечной и роликовой электросваркой. Сварка всех элементов — двухсторонняя; для сварки закрытых полостей использовались медные бужи. При статических испытаниях опытного лонжерона разрушающие напряжения при сжатии достигали 100 кгс/мм^2. Масса лонжеронов самолета «Сталь-2» с узлами составляла 38,3% общей массы крыла, а поверхностная плотность крыла 7,32 кг/м^2 (при полотняной обшивке).

Развитие конструктивно-силовых схем, связанное, в частности, с расширяющимися технологическими возможностями советской авиационной промышленности, стимулировало развитие методов анализа прочности авиационных конструкций. В описываемый период была создана советская научная школа прочности авиационных конструкций (см., например, [13]).

КОНСТРУКЦИИ, РЕАЛИЗУЮЩИЕ НОВЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ЭФФЕКТЫ

Переход к монопланной схеме самолета усугубил проблему обеспечения приемлемых взлетно-посадочных характеристик, поскольку снижение нагрузки на крыло приводило к заметному увеличению габаритов самолета.

В истории советской авиационной техники известны попытки решить эту проблему «впрямую» — путем создания конструкции крыла, площадь которого изменялась бы в зависимости от режима. В 1937 г. прошел испытания самолет РК («Раздвижное крыло») по проекту Г. И. Бакшаева ([14]). На корневые части консолей крыла самолета было надето по шесть отсеков шириной 500 мм с увеличенной хордой, которые могли складываться телескопически. При полном раздвижении этих отсеков площадь крыла увеличилась почти в 1,5 раза. Отсеки перемещались посредством тросовой проводки ручным приводом из кабины. Увеличение площади крыла занимало 30 — 40 с, а складывание



Самолет РК-М11 с раздвижным крылом

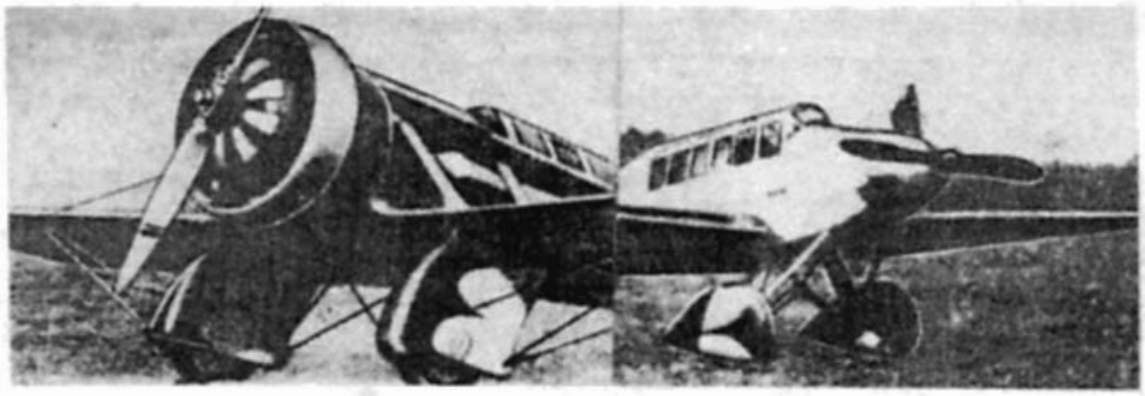
отсеков — 20 — 30 с. Самолет обладал необходимой устойчивостью на всех режимах полета. Однако заметного прироста максимальной скорости такая схема на дала, так как доля складываемой части крыла в суммарном коэффициенте подъемной силы была невелика.

В практике самолетостроения было принято более эффективное и простое в конструктивном отношении средство улучшения взлетно-посадочных характеристик — механизация крыла. Сейчас трудно установить приоритеты конструкторов, создававших самолеты с механизированным крылом, поэтому отметим наиболее ранние постройки. В 1933 г. А. М. Шехтер и Б. Н. Заливацкий установили щиток вдоль задней кромки крыла самолета АИР-4 ([14]). Испытания показали, что посадочная скорость модифицированного самолета снизилась до 36 км/ч. В 1934 г. И. П. Толстых спроектировал и построил опытный сельскохозяйственный самолет с разрезным крылом — предкрылками и закрылками. В дальнейшем практически все самолеты имели механизированное крыло. В Великую Отечественную войну бомбардировщики Пе-2, Ту-2, Пе-8, Ил-4 и истребители Ла-5, Як-1, -3, -7, -9 и др. имели в основном щитки; крылья с мощной механизацией с откатом появились в послевоенные годы.

Поиски способов увеличения $c_{y\,отр}$ привели к идее так называемой энергетической механизации крыла — использование высокоэнергетических струй воздуха для управления пограничным слоем (УПС) с целью предотвращения его отрыва на больших углах атаки. Летные исследования эффективности УПС были проведены в 1942 г. на самолете ДБ-3 [15]. Отсос и сдув пограничного слоя обеспечивались небольшим третьим двигателем, установленным в фюзеляжном бомбоотсеке.



Самолет АИР-4 с механизированной задней кромкой крыла



Обтекатели шасси и колес

Для обеспечения высоких летных характеристик дальних пассажирских самолетов и бомбардировщиков решающее значение имело аэродинамическое качество самолета. Достижение высоких значений аэродинамического качества связано, в частности, с необходимостью снижения коэффициента аэродинамического сопротивления.

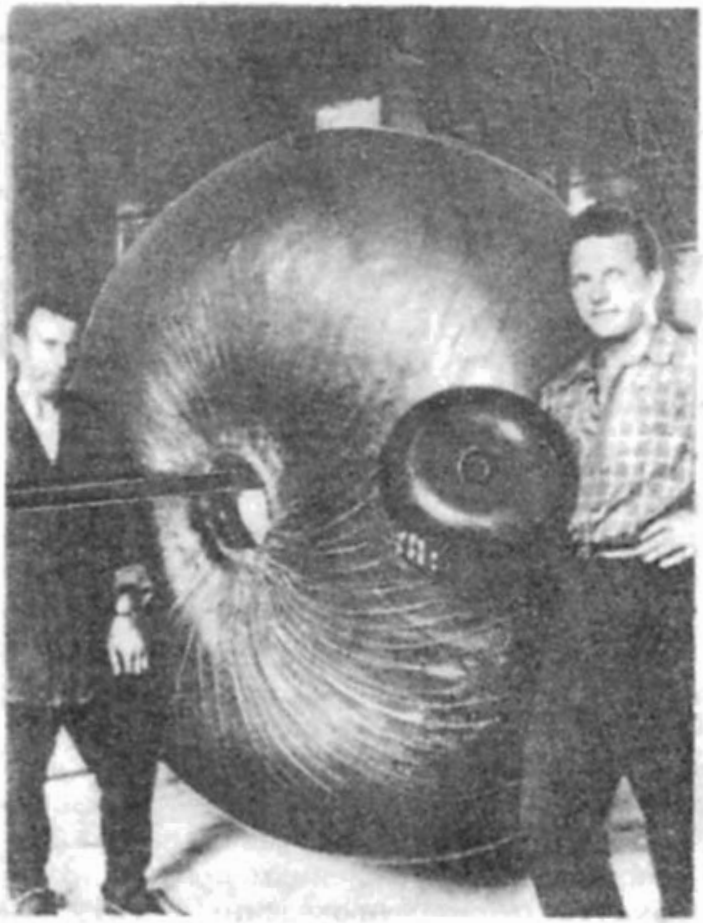
Одним из источников аэродинамического сопротивления первых самолетов были взлетно-посадочные устройства — шасси. Первые попытки снизить сопротивление шасси связаны с поиском рациональной формы обтекателей колес или опор в целом [14]. В 1932 г. под руководством И. Г. Немана был построен пассажирский самолет ХАИ-1 (рис. 22 [16]), на котором впервые в СССР (и Европе) было применено убирающееся шасси. В дальнейшем убирающееся шасси устанавливалось на истребителях И-14 (АНТ-31), И-16 (1934 г.) и на всех боевых самолетах Великой Отечественной войны.



Рис. 22. Пассажирский самолет ХАИ-1 с убирающимся шасси

Улучшение взлетно-посадочных характеристик самолетов шло также по линии совершенствования взлетно-посадочных устройств — обеспечение более высокой проходимости на грунтовых взлетно-посадочных полосах, снижение нагрузок, действующих на самолет при взлете-посадке, способ предотвращения капотажа самолета при посадке с увеличенной скоростью, сокращение тормозной дистанции.

Снижение нагрузок при взлете-посадке самолета достигалось применением пневматиков на колесах и амортизации. Первые самолеты снабжались достаточно жесткими колесами велосипедного типа, энергия удара поглощалась эластичными стойками шасси из дерева и стальных расчалок, в дальнейшем — шнуровой резиновой амортизацией. С появлением пневматиков колес значительная часть энергии поглощалась пневматиками большого объема [16]. На фотографии показаны пневматики одного из двух колес шасси самолета К. А. Калинина К-5 с взлетной массой 3,75 т и одного из шести колес шасси самолета К-7



Пневматики колес самолетов К-5 и К-7

с взлетной массой 38 т. Замена шнуровых резиновых амортизаторов пластинчатыми позволила повысить эффективность амортизации и уменьшить размер пневматиков, что очень важно для снижения сопротивления шасси или его уборки. С 1934 г. на шасси советских самолетов устанавливаются масляно-воздушные амортизаторы. Во всяком случае, в этом же году был построен самолет ИП-1 Д. П. Григоровича с амортизаторами этого типа и пластинчатые резиновые амортизаторы шасси самолета ТБ-3 (АНТ-6) были заменены на масляно-воздушные. С тех пор такие амортизаторы, постоянно совершенствуя, устанавливают на всех самолетах. В конструкции шасси первых самолетов кроме колес обычно устанавливалась лыжа (см. фотографию на стр. 351), которая служила также устройством предотвращения капотажа самолета при грубой посадке. С увеличением скорости полета это приспособление пришлось устранить для снижения аэродинамического сопротивления. Обычная для довоенных самолетов схема шасси с двумя основными опорами и хвостовым колесом (костылем) не исключала возможности капотажа самолета при движении по неровному аэродрому. Этот недостаток схемы стал проявляться особенно сильно с появлением тормозов на колесах шасси (среди советских самолетов впервые тормозные колеса шасси были установлены на самолет И-14). Кроме того, схема с хвостовым колесом не обеспечивает необходимой устойчивости движения самолета по земле при взлете и посадке. Этими недостатками не обладает трехопорная схема шасси с носовым колесом. Впервые она использовалась на самолете-бесхвостке ХАИ-4 в 1934 г. Однако эта схема не привлекла к себе внимания конструкторов. Только после всесторонних исследова-



Летающая лаборатория для исследования шасси с носовым колесом

ний, проведенных в ЦАГИ в 1940 — 1941 гг. на летающей лаборатории на базе самолета СБ [14], схема получила признание и сегодня стала монопольной на всех самолетах, кроме спортивных.

Говоря о работах по улучшению проходимости шасси самолетов, нельзя не упомянуть работу, проведенную в 1939 — 1941 гг. в ЦАГИ и ЛИИ Н. И. Ефремовым и А. Д. Надирадзе по созданию шасси на воздушной подушке. Для экспериментов был выбран самолет УТ-2, у которого вместо шасси был установлен резиновый баллон [14], внутрь которого подавался воздух от специального вентилятора. Успешные испытания позволили в 1941 г. приступить к проектированию убирающегося шасси на воздушной подушке для самолета Пе-2. Однако война не позволила применить шасси данного типа на серийном самолете.



Самолет УТ-2 с шасси на воздушной подушке

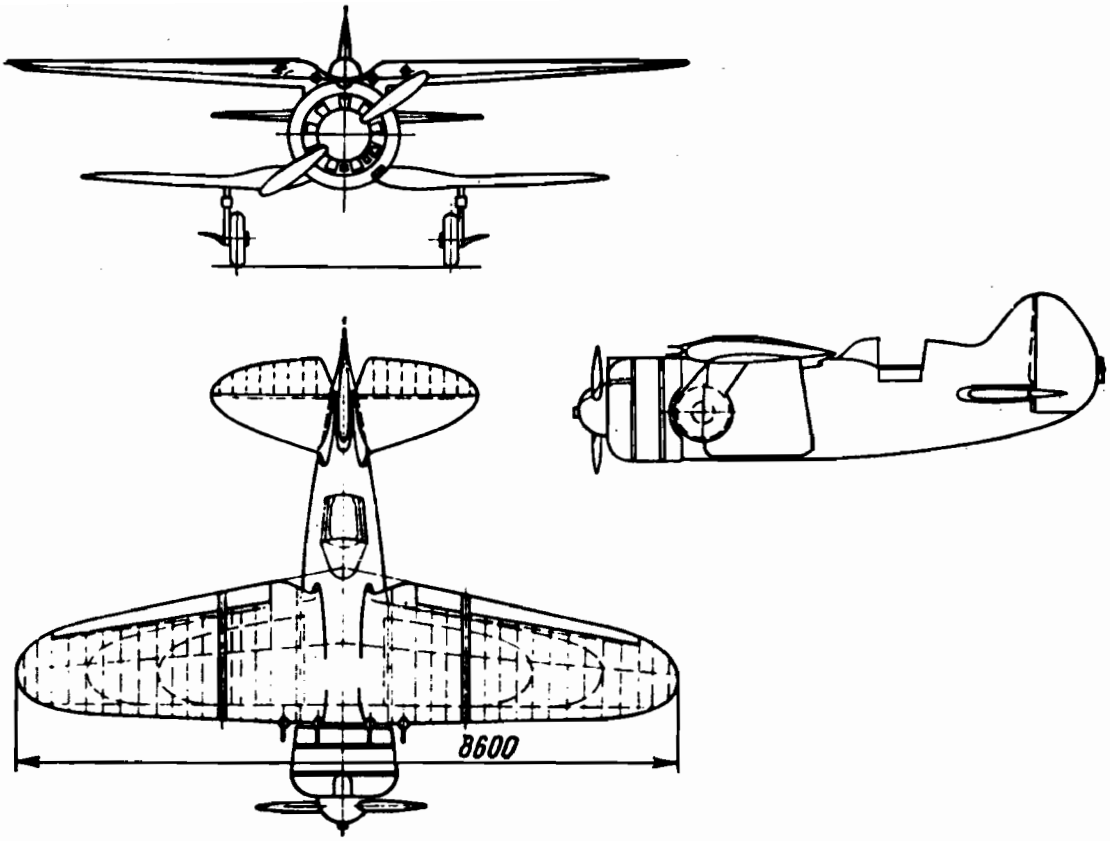


Рис. 23. Самолет ИС с убирающимися нижним планом и шасси

Повышение потолка полета самолетов в предвоенные годы сдерживалось не столько аэродинамическими характеристиками и снижением мощности двигателей с увеличением высоты, сколько физиологическими возможностями человека. В 1933 г. в Бюро особых конструкций были построены первые в СССР герметические гондолы для стратостатов, что стимулировало начало работ по созданию герметических кабин самолетов. Первые испытания спроектированной А. Я. Щербаковым герметической кабины «мягкого типа» и ее регенерационного оборудования были проведены на планере Г-14 В. К. Грибовского. В 1937 г. такая кабина была испытана на самолете Р-Z Н. Н. Поликарпова (в гермокабине находился пассажир), а в следующем году — на самолете И-15. На самолете И-15бис в 1939 г. была установлена гермокабина смешанного типа — внутри корпуса из дюралюмина помещался мягкий чехол, обеспечивающий герметичность. В том же году для самолетов И-153 и «100» была разработана жесткая герметическая кабина, сваренная из листа АМц толщиной 0,8 мм. Эта кабина имела уже нормальное освещение — плексигласовый фонарь, герметизируемый по швам резиновой прокладкой. Герметичные кабины винтомоторных самолетов имели регенерационную систему кондиционирования воздуха, что затрудняло эксплуатацию самолетов и обеспечение жизнедеятельности экипажа. Появление воздушно-реактивных двигателей позволило перейти от регенерационной системы к вентиляционной, что существенно упростило проблему создания надежной и удобной герметической кабины.

В истории отечественного самолетостроения в рассматриваемый период известен целый ряд интереснейших идей и конструкторских решений, которые способствовали улучшению летно-технических и экономических характеристик самолетов, повышению безопасности и регулярности полетов, боевой эффективности. В этот период формировалась концепция конструкции самолета как машины, способной адаптироваться к изменяющимся режимам полета и эксплуатации.

Одной из первых попыток создания самолета изменяемой геометрии можно считать построенный и испытанный в 1939 — 1941 гг. под руководством В. В. Шевченко и В. В. Никитина самолет ИС (истребитель складной) (рис. 23 [14]). После взлета складывалось нижнее крыло, одновременно убиралось шасси в ниши на бортах фюзеляжа, и самолет превращался в моноплан. По своим летным данным этот самолет уступал испытывавшимся в то время самолетам нового поколения: ЛаГГ-3, МиГ-3 и Як-1. Сама идея самолета изменяемой геометрии получила развитие много позже в виде самолетов с крылом изменяемой в полете стреловидности и адаптивным крылом.

Далеко не все конструкторские идеи этого периода получили заслуженную оценку и не все использовались в серийно выпускаемых образцах, но все они способствовали техническому прогрессу, совершенству советской авиационной техники.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бычков В. Н. Становление авиации в России // Авиация в России. — М.: Машиностроение, 1983.
2. Шавров В. Б. История конструкций самолетов в СССР до 1938 г. Изд. 2-е. — М.: Машиностроение, 1978.
3. Шавров В. Б. Справочник для конструкторских бюро по самолетостроению. — М.: Изд. БНТ МАП СССР, 1946.
4. Туманов А. Т., Шалин Р. Е., Старков Д. П. Авиационное материаловедение // Развитие авиационной науки и техники в СССР. — М.: Наука, 1980.
5. Самолет И-153 с мотором М-62: Техническое описание. — М.: Оборонгиз — ЦАГИ, 1940.
6. Сутугин Л. И. Проектирование частей самолета. — М.: Оборонгиз, 1947.
7. Самолет Ла-9: Краткое описание конструкции. — М.: Оборонгиз, 1947.
8. Техническое описание самолета АНТ-9. — М. — Л.: Государственное авиационное и автотракторное издательство, 1933.
9. Конструкция самолетов / Под ред. Н. Н. Поликарпова и Е. И. Майоранова. — М.: Оборонгиз, 1939.
10. Самолет ДБ-3-2М-85: Техническое описание. — М.: Воениздат, 1940.
11. Самолет Пе-2: Описание конструкции. — М.: Оборонгиз, 1944.
12. Самолет Ту-2: Техническое описание. — М.: Оборонгиз, 1944.
13. Макаревский А. И. Прочность авиационных конструкций // Развитие авиационной науки и техники в СССР. — М.: Наука, 1980.
14. Шавров В. Б. История конструкций самолетов в СССР 1938 — 1950 гг. — М.: Машиностроение, 1978.
15. Очерки по истории конструкций и систем самолетов ОКБ имени С. В. Ильюшина. — М.: Машиностроение, 1983.
16. Харьковскому авиационному — 60 лет. — М.: Машиностроение, 1986.

Глава 10 ОСНОВНЫЕ ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ САМОЛЕТОВ С ПОРШНЕВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Первые аэропланы начала XX века использовались практически только для демонстрационных полетов. Они летали со скоростью достаточно сильного ветра (40 — 60 км/ч) в приземных слоях атмосферы. Для обеспечения элементарной безопасности требовалось увеличить скорость, снизить влияние порывов ветра — скорость полета была единственным показателем прогресса в авиации и мерой уровня совершенства аэроплана. Она увеличивалась в результате повышения мощности моторов и совершенствования аэродинамики частей самолета (профилирование несущих поверхностей, переход от ферменного фюзеляжа к обтянутому полотном или обшитому фанерой, размещение экипажа в полузакрытых кабинах). К началу первой мировой войны скорость аэропланов достигла 120 — 130 км/ч (рис. 1 и 2). Рекорд скорости, установленный на специально спроектированном гоночном самолете в 1913 г., составил 203,4 км/ч.

На первом этапе развития авиации были заложены основы аэродинамики и теории полета, были найдены размеры и энерговооруженность самолета, необходимые для обеспечения достаточно продолжительного полета и приемлемого уровня безопасности. Были предприняты попытки использования самолетов в качестве средства транспорта и в военных целях — для разведки, корректировки артил-

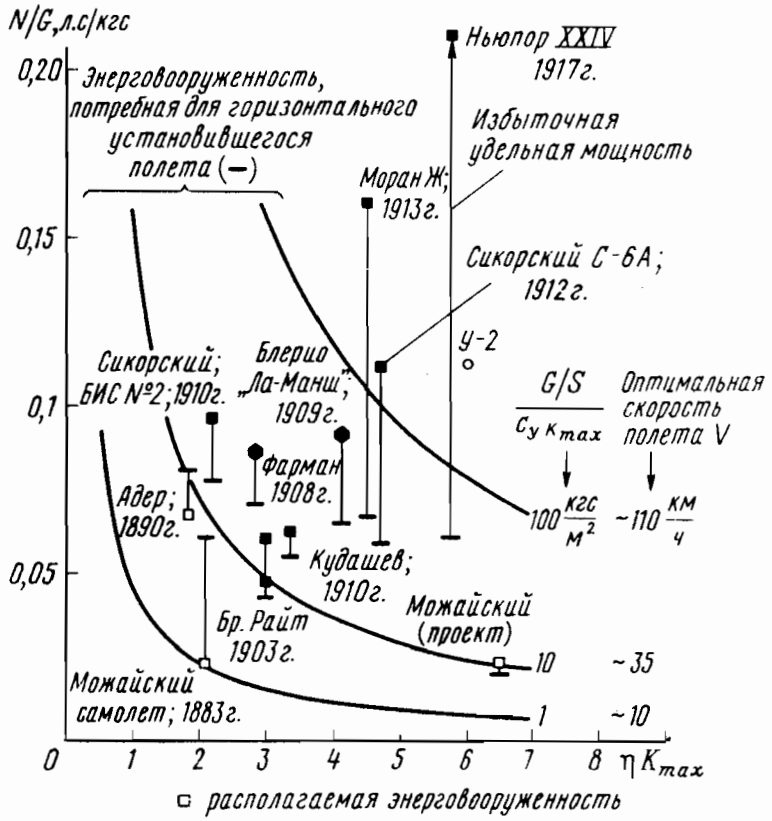


Рис. 1

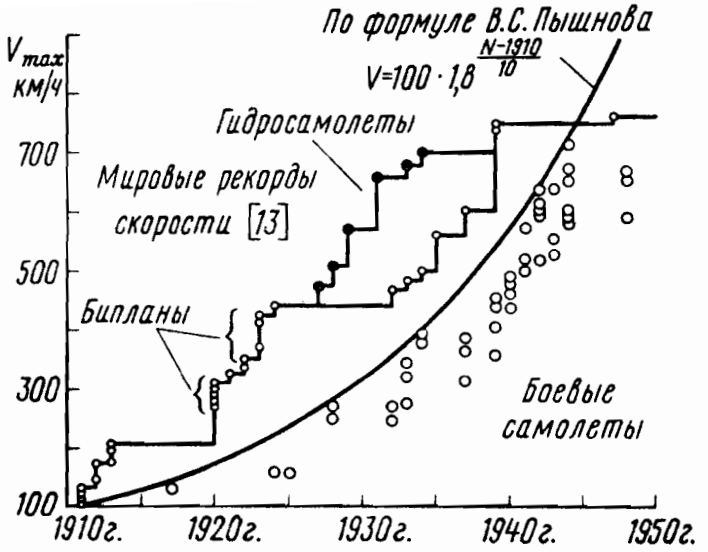


Рис. 2

лерийского огня и поражения наземных войск противника. В ходе первой мировой войны появились специализированные аэропланы: бомбардировщики («бомбовозы») и истребители. С достижением скоростей, существенно превышающих скорость ветра, и началом практического использования аэропланов в военных целях (для разведки и транспортировки грузов) оказалось важным кроме дальнейшего увеличения скорости обеспечить повышение грузоподъемности и продолжительности полета, а с появлением истребителей — еще и возможности энергичного маневрирования без потери скорости.

Важное значение для оценки этих самолетов приобрели радиус и время виража, которые определяются установившейся перегрузкой ($n_{y\,уст}$) — отношением к весу самолета располагаемой подъемной силы, обеспеченной несущими свойствами и мощностью силовой установки:

$$R_{вир} = \frac{V^2}{g\sqrt{n_y^2 - 1}}; \quad t_{вир} = \frac{2\pi R}{V} \quad \text{(рис. 3)}.$$

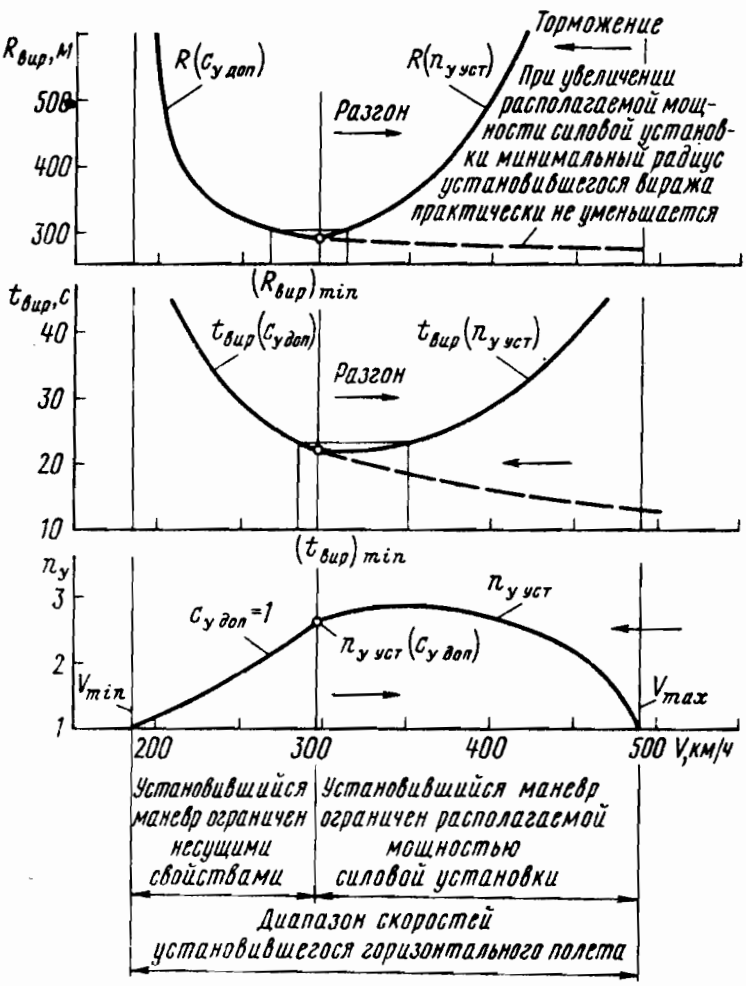


Рис. 3

Нормальная перегрузка самолета, потребная для разворота в горизонтальной плоскости, обратно пропорциональна косинусу угла крена $\left(n_y = \frac{1}{\cos\gamma}\right)$. Следовательно, для совершения установившихся виражей с $\gamma = 45 \div 60°$ требуется установившаяся перегрузка, равная 1,4 — 2. Ее нужно было обеспечить несущими свойствами крыла и тягой силовой установки. Потребовались методы выбора параметров и сравнительного анализа аэропланов различного назначения, оценка совершенства самолета как летательного аппарата, предназначенного для выполнения определенной задачи.

Ниже рассмотрено развитие авиатехники в СССР до перехода от поршневых самолетов к реактивным.

При сопоставлении са-

молетов использованы параметры сравнения, значения которых не зависят от размеров и веса летательного аппарата, а определяются только уровнем аэродинамики, весового совершенства и характеристиками силовой установки. Использованы параметры самолетов, которые состояли на вооружении ВВС Красной Армии и строились в сотнях (или тысячах) экземпляров, и уникальных самолетов, в которых была реализована достаточно крупная идея.

ДВАДЦАТЫЕ ГОДЫ. МЕТАЛЛИЧЕСКИЕ БОМБАРДИРОВЩИКИ-МОНОПЛАНЫ, ДЕРЕВЯННЫЕ ИСТРЕБИТЕЛИ-БИПЛАНЫ

В ходе первой мировой войны наиболее распространенным типом боевого самолета был двухместный разведчик (в современной терминологии — многоцелевой самолет).

Практически все самолеты, созданные во время первой мировой войны, были бипланами, выполненными в классической нормальной схеме. Расчалочные монопланы небольших размеров (они послужили прототипами первых истребителей), которые были распространены в довоенные годы (Блерио, Ньюпор, Моран и др.), постепенно сменились бипланами, они обеспечивали бóльшую подъемную силу при меньшей массе конструкции и меньших геометрических размерах, а следовательно, бóльшую грузоподъемность и лучшую маневренность. Скорости боевых самолетов в течение первой мировой войны оставались невысокими, их боевая эффективность определялась оружием, грузоподъемностью и маневренными возможностями. Высокая маневренность считалась важнейшим достоинством истребителя, и его классической схемой на многие годы стал биплан. Важнейшим достоинством бомбардировщика на многие годы стала его грузоподъемность.

Все самолеты были деревянной конструкции с применением стали в ответственных узлах, фюзеляж и крылья были обтянуты полотном или фанерой, крылья с подкосами и лентами-растяжками.

Аэродинамическое сопротивление этих аэропланов было весьма значительным, а максимальное аэродинамическое качество небольшим. Облик самолетов к началу 20-х годов и уровень их аэродинамического качества практически не изменились.

В мае 1924 г. в воздух поднялся первенец советского цельнометаллического самолетостроения — пассажирский самолет АНТ-2 А. Н. Туполева, а в 1925 г. был построен первый боевой отечественный цельнометаллический самолет-разведчик АНТ-3 (Р-3).

В 1924 г. в ЦАГИ началось проектирование цельнометаллического тяжелого бомбардировщика АНТ-4. В 1925 г. начались всесторонние летные испытания этого самолета (летчик-испытатель А. И. Томашевский), а в 1929 г. прошел испытания головной серийный экземпляр его с двигателями BMW-VI. Этот уникальный по тому времени самолет был принят на вооружение ВВС Красной Армии как «средний бомбовоз» ТБ-1.

В 1927 г. в ЦАГИ был построен цельнометаллический истребитель АНТ-5 (И-4). Он строился серийно, однако в этом варианте уступал новым отечественным и зарубежным истребителям и не получил дальнейшего развития — время цельнометаллических истребителей еще не пришло. Лучшими оказались истребители И-3 и И-5 традиционной для того времени конструкции.

В конце 20-х годов по схеме АНТ-4 был создан тяжелый бомбардировщик АНТ-6 (ТБ-3), летные его испытания начались в 1930 г. —

это был первый в мире четырехмоторный свободнонесущий моноплан (летчик-испытатель М. М. Громов).

На базе бомбардировщиков ТБ-1 и ТБ-3 были созданы пассажирские самолеты АНТ-9 («Крылья Советов») и АНТ-14 («Правда»). Последний серийно не строился. По уровню аэродинамики (приведенной площади сопротивления на тонну взлетной массы) пассажирские самолеты АНТ не уступали передовым зарубежным.

К началу первой пятилетки советская авиационная промышленность полностью перешла на производство самолетов отечественной конструкции из отечественных материалов.

В области моторостроения было освоено производство лицензионных моторов воздушного охлаждения М-22 мощностью 480 л.с. и водяного охлаждения М-17 мощностью 500 л.с. Серийно выпускался мотор М-11 мощностью 100 л.с. конструкции А. Д. Швецова.

К началу 30-х годов сформировались отечественные школы самолето- и моторостроения, была создана научная база авиационной промышленности, запущены в серийное производство отечественные военные и гражданские самолеты и авиационные моторы, по своим данным соответствовавшие уровню лучших достижений мировой авиационной техники. На этих самолетах были выполнены выдающиеся перелеты, установлен ряд международных и мировых авиационных рекордов.

Важнейшим достижением этих лет можно считать создание семейства тяжелых цельнометаллических монопланов АНТ-4 и АНТ-6. На базе конструкции самолета АНТ-4 в той же аэродинамической компоновке был построен многоцелевой самолет АНТ-7 («воздушный крейсер» Р-6) несколько меньших размеров с двумя двигателями М-17.

ТРИДЦАТЫЕ ГОДЫ. СТАНОВЛЕНИЕ СКОРОСТНОЙ АВИАЦИИ

В 30-е годы в массовом серийном производстве находились самолеты, созданные в 20-х годах: тяжелый бомбардировщик ТБ-3, средний бомбардировщик ТБ-1, многоцелевой «воздушный крейсер» Р-6 (в современном понимании — фронтовой бомбардировщик), разведчик (легкий бомбардировщик) Р-5, истребитель И-5.

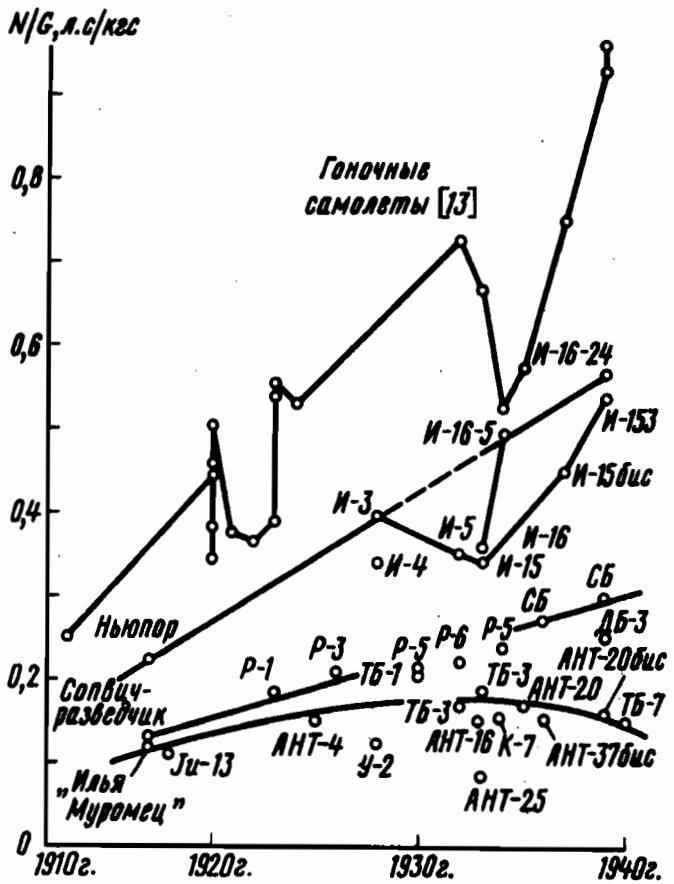


Рис. 4

Военные теоретики 20-х и начала 30-х годов считали основой ВВС бомбардировочную авиацию, поэтому главные усилия конструкторов, ученых и технологов были сосредоточены на развитии тяжелых самолетов, внедрении металлов в самолетостроение, повышении грузоподъемности [1 — 3]. Наибольший прогресс в аэродинамике и компоновке был достигнут при проектировании бомбардировщиков. Теперь это были свободнонесущие монопланы, не имеющие почти ничего общего (кроме нормальной аэродинамической схемы) со своими предшественниками — бипланами

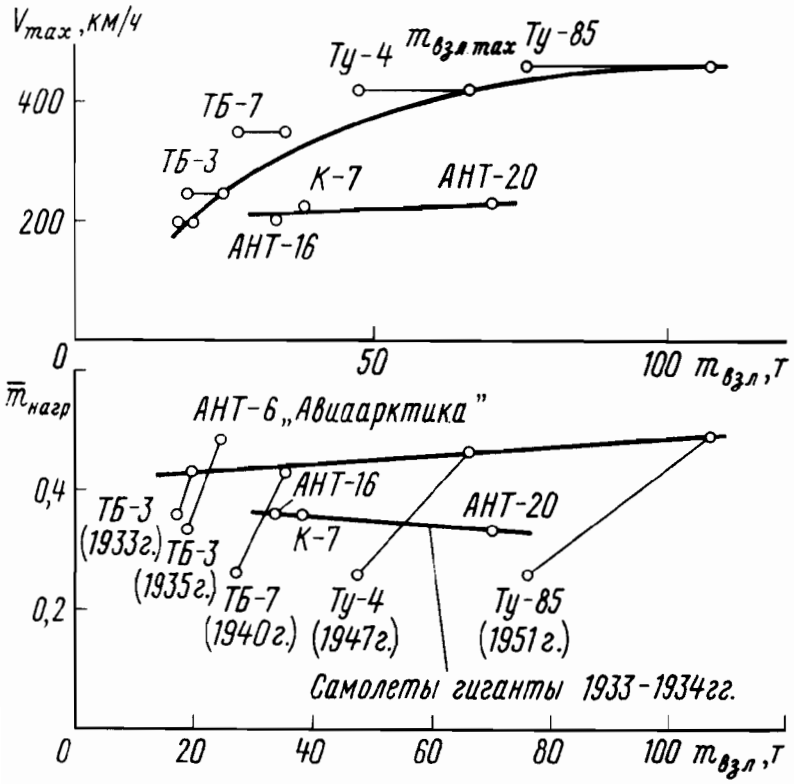


Рис. 5

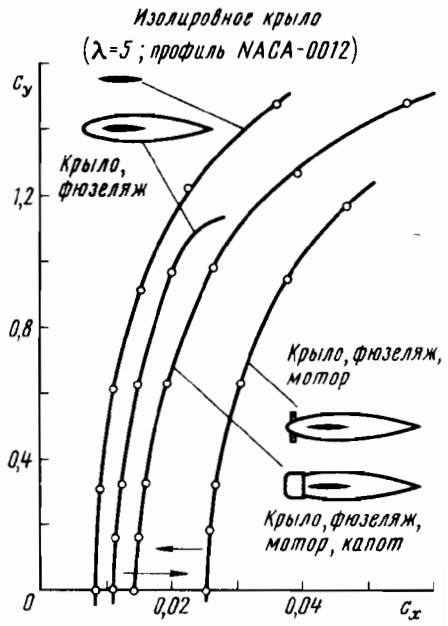


Рис. 6

1914 — 1918 гг. Их характерное отличие — монопланное крыло большой площади многолонжеронной ферменной конструкции с гофрированной обшивкой, работающей на кручение, и фюзеляж четырехгранной формы с носовой частью сложной конфигурации.

Разведчики и истребители строились в компоновках, близких к тем, которые установились в конце первой мировой войны — бипланы и полуторапланы деревянной и смешанной конструкции. Увеличение скорости этих самолетов было достигнуто за счет увеличения в полтора раза энерговооруженности (рис. 4) и уменьшения сопротивления бипланной коробки, фюзеляжа и шасси [4, 5]. Увеличение энерговооруженности стало возможным благодаря прогрессу в моторостроении: за 1917 — 1932 гг. удельный вес поршневых моторов удалось снизить в два раза (от 1,1 — 1,2 до 0,6 — 0,65 кгс/л.с.).

В 30-е годы одновременно с доводкой очередного поколения боевых самолетов продолжались поиски новых компоновок и средств улучшения всех аэродинамических характеристик. Изыскивались возможности обеспечить рациональное сочетание маневренности и скорости с учетом новых требований, вытекающих из опыта боевого применения авиации в локальных войнах. Требовалось увеличить полезную нагрузку и дальность бомбардировщиков — весовая отдача бомбардировщиков по нагрузке при нормальном взлетном весе мало изменилась с начала 20-х годов и составляла 35% (рис. 5). В этих условиях боевую нагрузку можно было повысить только путем увеличения взлетной массы самолета, однако дальнейшее увеличение габаритных размеров приводило к увеличению относительной массы конструкции и снижению весовой отдачи по нагрузке (взлетная масса возрастала быстрее, чем полезная нагрузка).

Увеличить взлетную массу самолета, не увеличивая при этом площадь крыла, можно было только при условии дальнейшего повышения крейсерской скорости (скоростного напора) за счет улучшения аэродинамики и увеличения мощности и высотности силовой установки [6, 7]. Для несущих поверхностей были разработаны новые профили, компоновка самолета стала более плотной, т.е. масса самолета была увеличена при сохранении неизменными объема и площади крыла.

Форму фюзеляжа стали выбирать исходя из минимума аэродинамического сопротивления и площади омываемой поверхности при возможно меньшей массе единицы этой поверхности. Была применена гладкая обшивка вместо гофрированной, существенно улучшены аэродинамические формы выступающих в поток элементов конструкции самолета и вооружения.

Дальнейшее существенное уменьшение сопротивления было обеспечено внедрением убирающегося шасси, кольцевых капотов, закрывающих цилиндры моторов воздушного охлаждения (рис. 6), и размещением радиаторов моторов водяного охлаждения в специальных гондолах с протоком воздуха.

Снижение массы конструкции фюзеляжа и массы крыла с увеличенной нагрузкой, приходящейся на 1 м^2 его площади, было достигнуто применением жесткой обшивки, воспринимающей напряжения при изгибе и сдвиге. В ЦАГИ был разработан метод расчета свободнонесущего крыла с работающей обшивкой. Основным силовым элементом крыла стала панель, состоящая из стрингерного набора и обшивки.

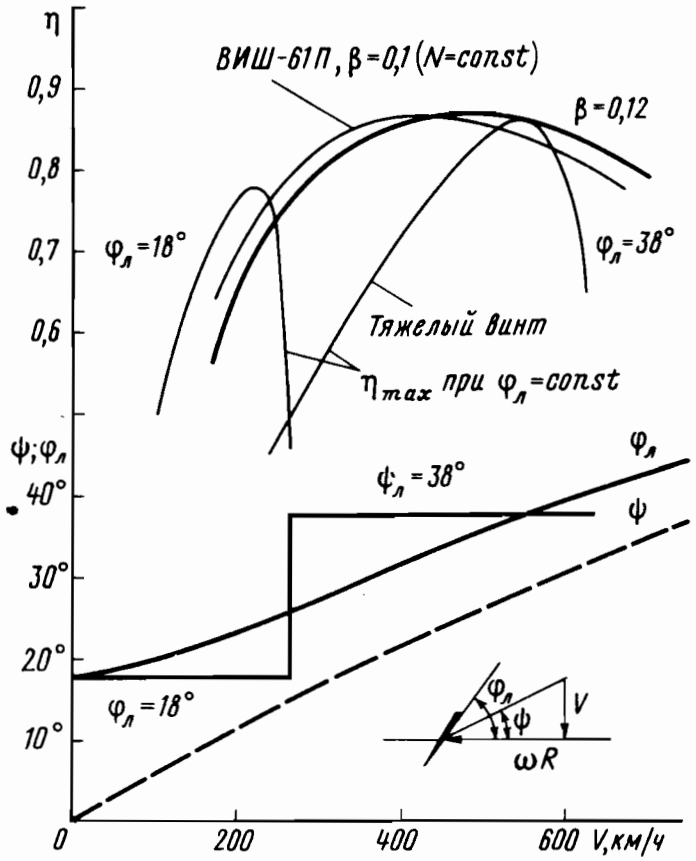


Рис. 7

Становлению авиационной конструкции нового типа предшествовала разработка теории тонкостенных конструкций. Переход к большим скоростным напорам и увеличение нагрузок на элементы самолета потребовали изучения проблем взаимодействия упругой поверхности с потоком, анализа динамической устойчивости конструкции самолета. Была разработана теория флаттера — автоколебаний конструкции крыла под воздействием аэродинамических, упругих и массовых сил, предложены способы расчетного определения критической скорости флаттера, разработаны мероприятия, позволившие полностью исключить возможность возникновения флаттера во всем диапазоне скоростей полета. На базе теоретического анализа, летного эксперимента и специальных исследований в аэродинамических трубах ЦАГИ в 1936 — 1937 гг. были коренным образом пересмотрены нормы прочности. Нашли отражение в виде особых расчетных случаев воздействие на самолет возмущений в атмосфере, маневр самолета с отклоненной механизацией. В нормы были введены методы расчета аэродинамической нагрузки, в них нашли отражение требования по флаттеру и реверсу.

Важную роль в реализации возможностей, заложенных в аэродинамической компоновке самолета, и возможностей мотора сыграли рациональный выбор и возможность изменения в полете угла установки лопастей воздушного винта для обеспечения достаточно высокого и мало изменяющегося по скорости КПД (рис. 7). Работы ЦАГИ и ОКБ в

этой области привели к созданию винтов изменяемого в полете шага (ВИШ), применение которых дало возможность увеличить максимальную скорость и потолок боевых самолетов при неизменной мощности мотора [5, 8 — 10].

Дальнейшее увеличение нагрузки на крыло, необходимое для повышения максимальных скоростей полета, оказалось возможным только после разработки новых несущих профилей и эффективной механизации крыла — щитков, закрылков и предкрылков. Внедрение механизации позволило существенно увеличить располагаемые коэффициенты подъемной силы несущих поверхностей и обеспечить приемлемые взлетно-посадочные характеристики боевых самолетов с повышенной нагрузкой на крыло (рис. 8).

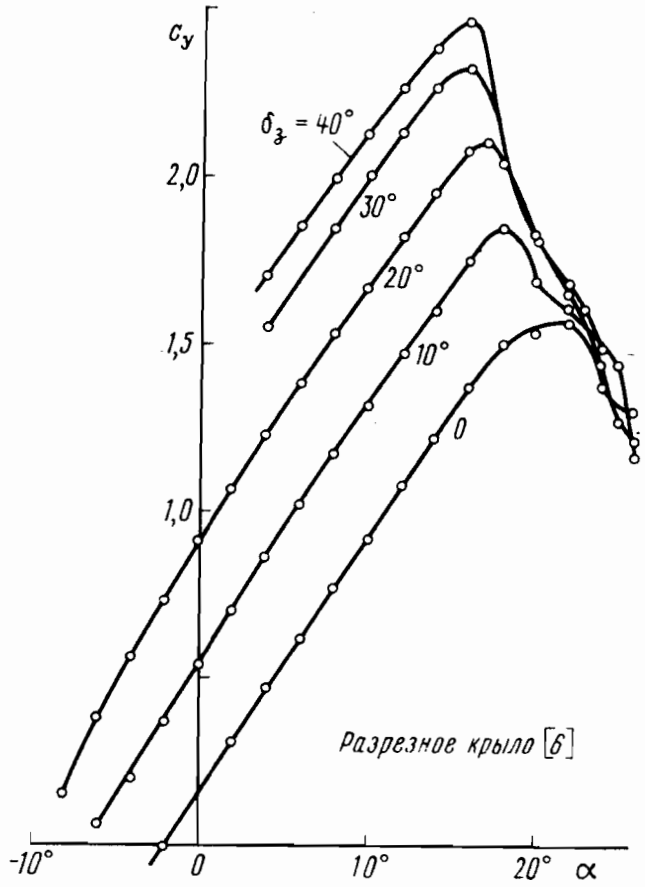


Рис. 8

Необходимость повышения маневренных возможностей самолета с увеличенной нагрузкой на крыло потребовала дальнейшего увеличения располагаемых углов атаки. Была широко развернута работа по созданию новых несущих профилей и принципов компоновки крыла из набора профилей.

С организацией нового ЦАГИ была получена возможность испытывать натурные самолеты или их макеты при числах Рейнольдса, близких к натурным (рис. 9). Оборудование аэродинамических труб Т-101 и Т-104 позволило проводить исследования самолетов с работающей винтомоторной группой.

Обобщение и анализ экспериментальных данных на базе передовой по тому времени теории позволили создать ряд действенных практических методов расчета аэродинамических характеристик самолета и его элементов, например сетки для расчета сопротивления, учитывающие влияние числа Re, геометрию профиля, состояние поверхности и степень турбулентности набегающего потока. Были выполнены специальные теоретические и экспериментальные работы, позволившие строить самолеты с заданными ха-

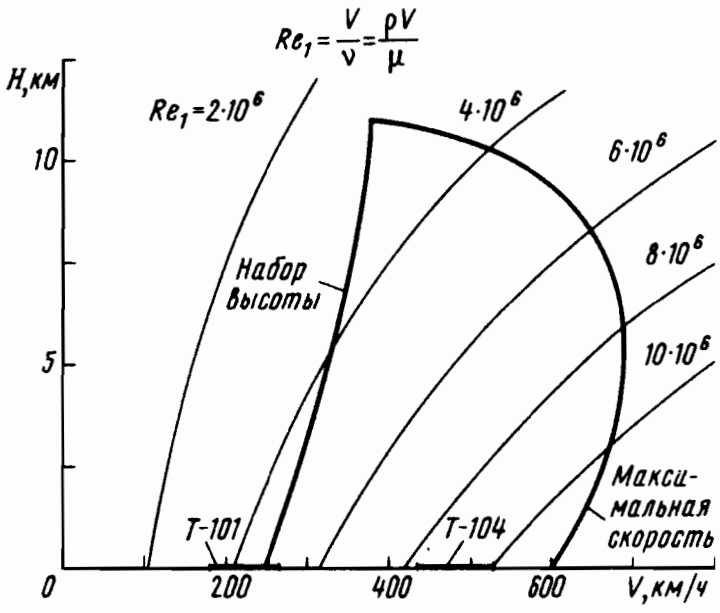


Рис. 9

рактеристиками устойчивости и управляемости, которые обеспечивали безопасность полета.

Следует отметить, что к этому времени создание самолета стало существенно более сложным, чем в годы первой мировой войны. Если постройка военного самолета в 1918 г. требовала 2000 рабочих часов, то в 1939 г. ее продолжительность возросла до 20 000 — 80 000 рабочих часов. Существенно вырос и потребный уровень квалификации рабочих.

В середине 30-х годов развитие аэродинамики, моторостроения и уровня технологии производства обеспечило качественный скачок: создание боевого самолета нового типа — скоростного бомбардировщика (V_{max} = 400 км/ч). Бригадой А. А. Архангельского под общим руководством А. Н. Туполева был построен и в 1934 г. выпущен на летные испытания первый отечественный скоростной бомбардировщик СБ (АНТ-40) — свободнонесущий цельнометаллический моноплан хороших аэродинамических форм с гладкой обшивкой и убирающимся шасси, что позволило существенно уменьшить коэффициент сопротивления c_{x0} (рис. 10). В 1936 г. вышел на летные испытания первый боевой самолет ОКБ С. В. Ильюшина — дальний бомбардировщик (в терминологии тех лет) ДБ-3, построенный в идеологии СБ, но под бóльшую максимальную бомбовую нагрузку (до 2,5 т).

Развитие истребителей в 30-е годы проходило по двум направлениям: дальнейшее совершенствование истребителей-бипланов как продолжение маневренных истребителей первой мировой войны, основное достоинство которых — отличная маневренность благодаря малой нагрузке на крыло и достаточно высокой энерговооруженности, в те годы казалось определяющим. Расплатой была не слишком высокая максимальная скорость полета (рис. 11);

создание истребителей-монопланов — новая схема, обеспечившая резкое увеличение максимальной скорости полета в результате улучшения аэродинамики и главным образом увеличения отношения мощности к площади крыла (т. е. уменьшения так называемого баллистического коэффициента $c_{x0}S/G$) при практически одинаковой с истребителем-бипланом энерговооруженности. Маневренные характеристики стали хуже — нагрузка на крыло увеличилась.

В течение ряда лет (вплоть до лета 1939 г.) эти два типа истребителей успешно развивались, дополняя друг друга, — «маневренный» и «скоростной» истребители действовали совместно. Так продолжалось до тех пор, пока за рубежом в массовом производстве не появились скоростные бомбардировщики (например, Бристоль «Бленхейм» в Великобритании, Хенкель-70К в Германии), которые, как и советский СБ, вследствие совершенной аэродинамики и повышенной нагрузки на крыло (т.е. значительно меньшего баллистического коэффициента) даже при заметно меньшей энерговооруженности превзошли истребители-бипланы по максимальной скорости и потолку, причем никакое реально возможное увеличение взлетной энерговооруженности и уменьшение сопротивления истребителей-бипланов не могло изменить положение. (На рис. 11 показано развитие истребителей и

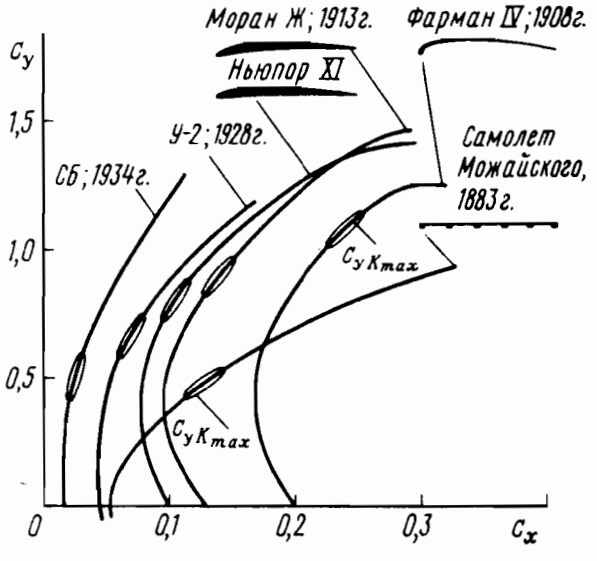


Рис. 10

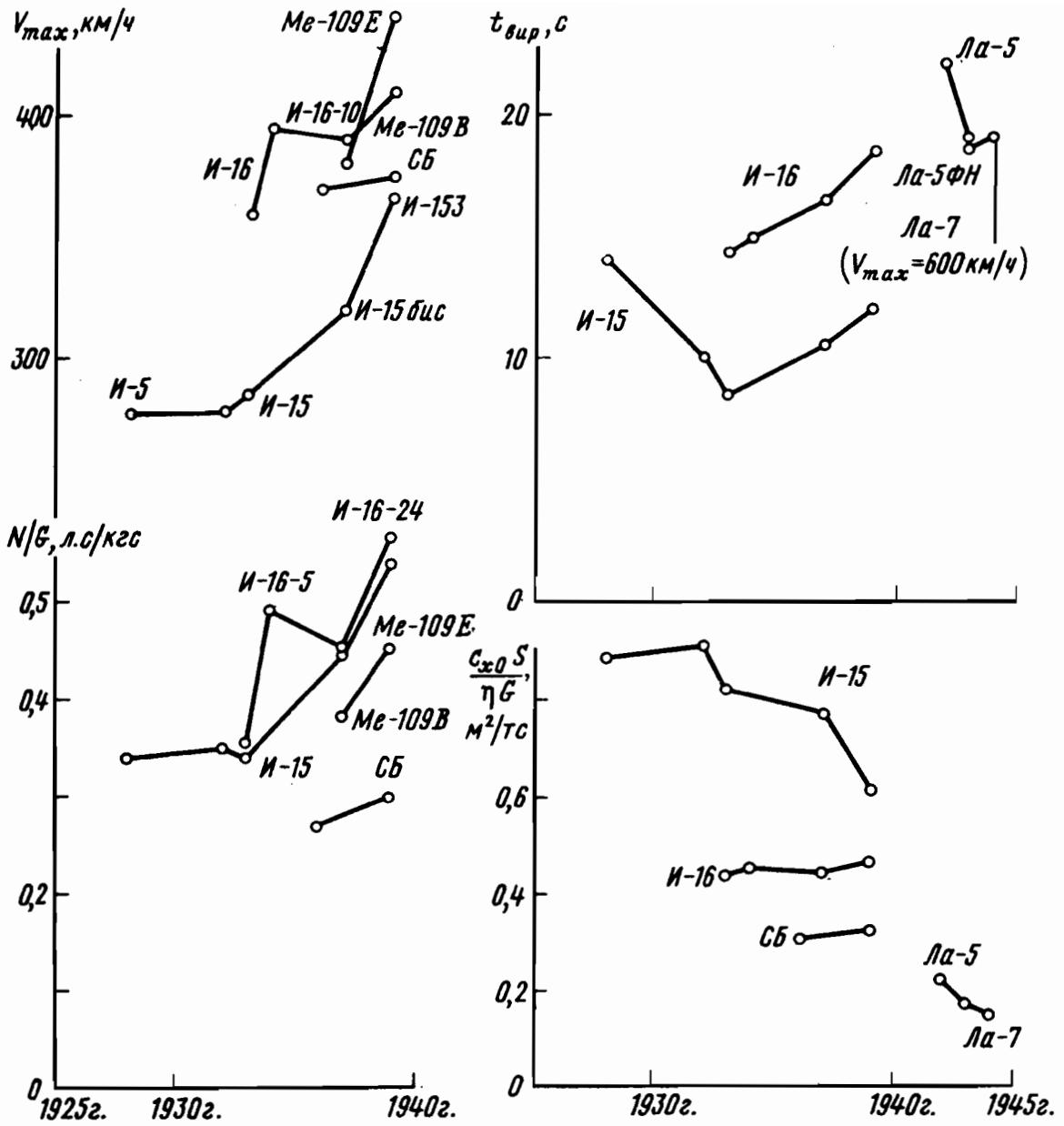


Рис. 11

скоростного бомбардировщика СБ.) Очевидно, что даже исключительные характеристики маневренности не могут компенсировать истребителю невозможность навязать бой бомбардировщику. В результате на первое место среди характеристик, определяющих уровень совершенствования истребителя, вышла его максимальная скорость [11].

Развитие истребителей-монопланов во второй половине 30-х годов шло по линии непрерывного интенсивного увеличения максимальной скорости. В компоновках начала 30-х годов это достигалось в основном за счет увеличения мощности мотора, т.е. увеличением энерговооруженности, что приводило к дополнительному увеличению массы истребителя, увеличению нагрузки на крыло и тем самым ухудшало маневренные характеристики (см. рис. 11). С этим мирились, поскольку основной задачей было превзойти по скорости новые фронтовые бомбардировщики.

Таким образом, с появлением скоростных бомбардировщиков оказались устаревшими не только бипланы-разведчики, которых они заменили, но и бипланы-истребители.

Уже в 1934 г. (практически одновременно с началом проектирования СБ) было начато создание тяжелых скоростных самолетов. Зимой

1936 — 1937 гг. вышел на летные испытания скоростной тяжелый бомбардировщик АНТ-42, максимальная скорость его порядка 400 км/ч была достигнута за счет существенного уменьшения сопротивления (гладкая поверхность вместо гофрированной обшивки, убрано шасси), увеличения нагрузки на крыло при энерговооруженности, выбранной из условий оптимизации крейсерского полета. Взлетно-посадочные характеристики должны были обеспечиваться за счет механизации крыла, т.е. повышения его несущих свойств на взлете и посадке.

В первой половине 30-х годов было построено несколько уникальных самолетов, которые серийно не выпускались, но вошли в историю авиации как предельно возможные в своем классе. Одним из таких самолетов был рекордный АНТ-25, на котором экипажи В. П. Чкалова и М. М. Громова совершили в 1937 г. перелеты из Москвы в США, через Северный полюс. Краткая история создания АНТ-25 такова: в конце 1931 г. Реввоенсовет поручил ЦАГИ построить самолет с проектной дальностью 13 000 км. Такой самолет, созданный бригадой П. О. Сухого (при участии теоретической группы В. П. Ветчинкина) под общим руководством А. Н. Туполева, совершил первый полет в июне 1933 г. При его создании основной задачей конструкторов и аэродинамиков было снижение индуктивного сопротивления. Это было достигнуто благодаря применению крыла исключительно высокого удлинения при достаточно малой массе, которая была обеспечена разгрузкой крыла топливом, размещенным в баках по всему размаху. Самолет АНТ-25 имел полуубирающееся шасси, гофр был покрыт полотном с последующей окраской и полировкой. Все вместе взятое обеспечило высокое аэродинамическое качество ($K_{max} = 17$) и исключительно высокую весовую отдачу по топливу и полной нагрузке. Необычен был вид самолета — размах крыла в 2,5 раза превышал длину фюзеляжа. Мощность двигателя, выбранная из условий крейсерского полета, не обеспечивала отрыв от земли с максимальным взлетным весом при приемлемой длине разбега. Для того чтобы исключить риск при взлете, пришлось соорудить стартовую горку.

На самолете АНТ-25 были установлены два мировых рекорда дальности полета — по замкнутому маршруту 12 411 км и по прямой 10 148 км (это около 11 500 км по маршруту). При полете через Северный полюс М. М. Громов совершил посадку у мексиканской границы, поскольку визы на ее перелет не было. Топлива оставалось еще на 1500 км, т.е. задание Реввоенсовета формально было выполнено. Однако АНТ-25 не имел необходимой для боевого самолета энерговооруженности и грузоподъемности. Он предназначался только для установления рекорда дальности. Была сделана попытка на базе самолета АНТ-25 создать бомбардировщик дальнего действия с двумя моторами М-86 (АНТ-37). Значительная дальность полета была достигнута и на этом самолете, но за счет потери других важных свойств — не были обеспечены возросшие к тому времени требования по максимальной скорости, грузоподъемности и условиям базирования, поэтому и самолет АНТ-37 как дальний бомбардировщик к 1936 г. заказчика уже не удовлетворял — наступило время скоростной авиации.

В эти же годы был построен бомбардировщик АНТ-16 (семейства ТБ-1 — ТБ-3) с взлетной массой, увеличенной до 33 т, и началось проектирование сверхтяжелого бомбардировщика АНТ-26 с взлетной массой до 70 т и площадью крыла до 800 м^2.

Плодотворная идея цельнометаллического моноплана со свободнонесущим крылом многолонжеронной ферменной конструкции с гофрированной обшивкой и максимальной скоростью порядка 250 км/ч

доводилась до предела. Еще один бомбовоз с взлетной массой 38 т и площадью крыла более 450 м² был построен в Харькове под руководством конструктора К. А. Калинина, аналогичный гигант проектировался в ВВА им. Н. Е. Жуковского ($G = 40$ тс, $S = 600$ м²). Работы в этом направлении уже не могли привести к созданию боевого самолета с большой дальностью и грузоподъемностью и закончились постройкой двух пассажирских самолетов-гигантов АНТ-20 («Максим Горький») и АНТ-20бис (ПС-124).

Следует отметить, что в США в эти годы был построен и запущен в серийное производство четырехмоторный скоростной бомбардировщик В-15 ($V = 400$ км/ч, $L = 4000$ км), а летом 1935 г. в США начались летные испытания стратегического бомбардировщика ХВ-17 («Летающая крепость»).

На советских серийных истребителях и бомбардировщиках второй половины 30-х годов (И-15, И-16, СБ, ДБ-3) уже был реализован ряд достижений аэродинамики (механизация крыла, несущие профили, винты изменяемого шага, новые средства обеспечения пилотажных характеристик), прочности и моторостроения, но относительные размеры элементов самолета и нагрузка на крыло не были еще оптимизированы и не позволяли внедрить все достижения авиационных наук. Размеры самолетов, выбранные в начале 30-х годов, уже не позволяли разместить необходимые оружие, оборудование и снаряжение.

В 30-е годы, богатые локальными войнами и пограничными конфликтами, были широко развернуты поиски рационального вооружения самолетов и обеспечения их живучести в условиях непрерывно увеличивающегося калибра стрелкового оружия. Для защиты летчика от пуль стандартного калибра 7,62 мм при атаках с хвоста потребовалось установить бронеспинку толщиной 6 — 8 мм, а в дальнейшем заголовник и бронесиденье. Защита стальными плитами экипажей боевых самолетов, а затем и основных уязвимых мест силовой установки и конструкции привела к необходимости увеличить калибр стрелкового оружия, а следовательно, его размеры и массу. Снаряд пушки калибром 20 мм пробивал стальную плиту толщиной 20 мм, а одного-двух попаданий снарядов калибра 37 мм было достаточно, чтобы вывести самолет из строя, т.е. появилось оружие, защита от прямого попадания снаряда которого стала практически невозможной. Для обороны бомбардировщика потребовалось усилить стрелковое оружие и разнести его по самолету — обеспечить круговой обстрел с перекрытием зон. Только в этом случае можно было не уступить атакующему истребителю в мощности огня при атаках с любых направлений. Потребовалось увеличить экипаж бомбардировщика для обслуживания дополнительных огневых точек.

Для истребителя при его скоротечных атаках особое значение приобрели точность стрельбы и масса секундного залпа. Для повышения точности стрельбы было признано целесообразным все стрелковое оружие собрать вблизи продольной оси самолета. На моторе водяного охлаждения оказалось наиболее удобным разместить пушку в развале блоков цилиндров с выводом ствола через полый вал редуктора («мотор — пушка»). Размещение скорострельных пушек или пулеметов в фюзеляже (или на моторе) истребителя потребовало точной синхронизации темпа стрельбы с частотой вращения винта для возможности стрельбы через круг, ометаемый его лопастями. Это несколько снижало темп стрельбы и, следовательно, массу секундного залпа, однако установка оружия большого калибра на консолях тонкого крыла истребителя приводила к уменьшению точности стрельбы

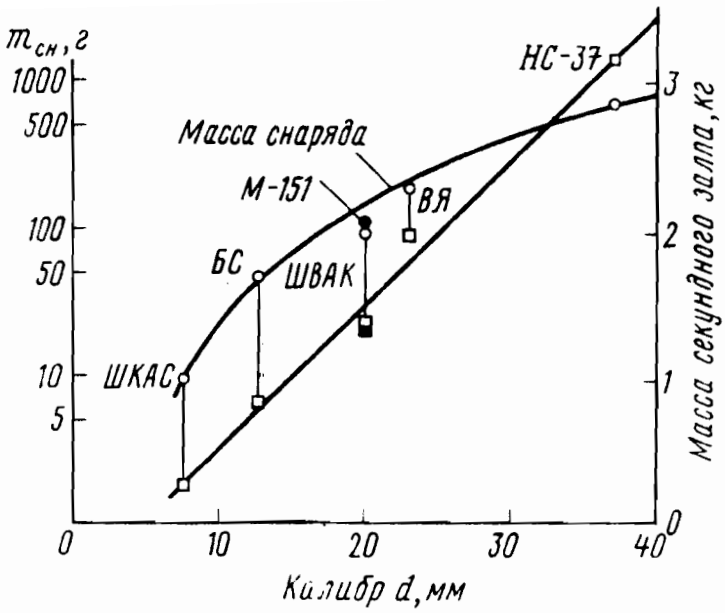


Рис. 12

и увеличению аэродинамического сопротивления за счет выступающих из носка крыла стволов или наличия под крылом гондол, в которых размещались оружие и боекомплект.

Советские конструкторы стрелкового оружия в довоенные годы создали самые совершенные пушки и пулеметы — турельные и синхронные пулеметы калибра 7,62 и 12,7 мм, пушки калибра 20 мм, мотор-пушки калибра 20 и 37 мм, крыльевые пушки калибра 23 и 37 мм (рис. 12).

Для защиты экипажей боевых самолетов ВИАМом была разработана высокопрочная броневая сталь, сочетающая стойкость против пуль калибра 7,62 и 12,7 мм и высокую технологичность, что позволило включить броню в силовую конструкцию самолета и избежать значительного увеличения ее массы. Была создана прозрачная броня для остекления кабин (лобовое стекло и заголовники).

Повышению боевой живучести способствовало создание протектированных топливных баков, внедрение системы заполнения их нейтральным газом от выхлопа мотора.

Существенно усложнились снаряжение и оборудование самолетов. На борту всех боевых самолетов появились приемные и передающие радиостанции, было введено электродистанционное управление оружием. Потребовалось часть мощности мотора затрачивать на обеспечение энергией систем оборудования и вооружения.

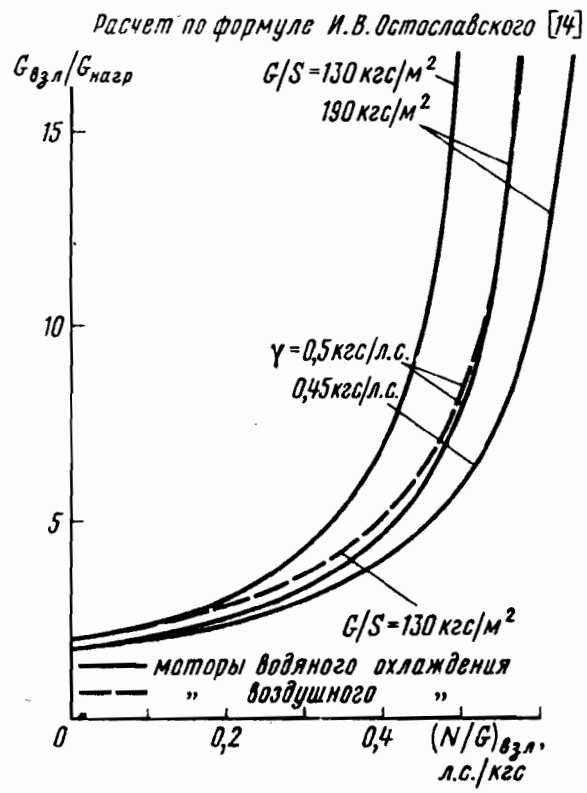


Рис. 13

Все сказанное выше привело к увеличению массы оборудования, вооружения и источников питания на борту боевых самолетов, усложнению и утяжелению их конструкции. Размеры и взлетную массу самолетов необходимо было увеличить (рис. 13). Потребовались моторы увеличенной мощности.

Во второй половине 30-х годов в результате повышения антидетонационных качеств авиационных топлив, обеспечивающих возможность повышения степени сжатия, применения нагнетателей и турбокомпрессоров, создания новых термостойких и прочных сплавов оказалось возможным реализовать интенсивный рост мощностей и высотности авиационных моторов

при одновременном снижении их удельной массы, относительных размеров и удельного расхода топлива (рис. 14). Было создано несколько базовых двигателей большой мощности, которые стали родоначальниками ряда семейств серийных моторов.

Успехи аэродинамики и моторостроения, достижения в создании нового оружия и освоении новых материалов обеспечили конструкторам возможность выполнить требования заказчика и приступить к созданию принципиально нового поколения боевых самолетов. Оно было создано в кратчайшие сроки — за полтора-два года.

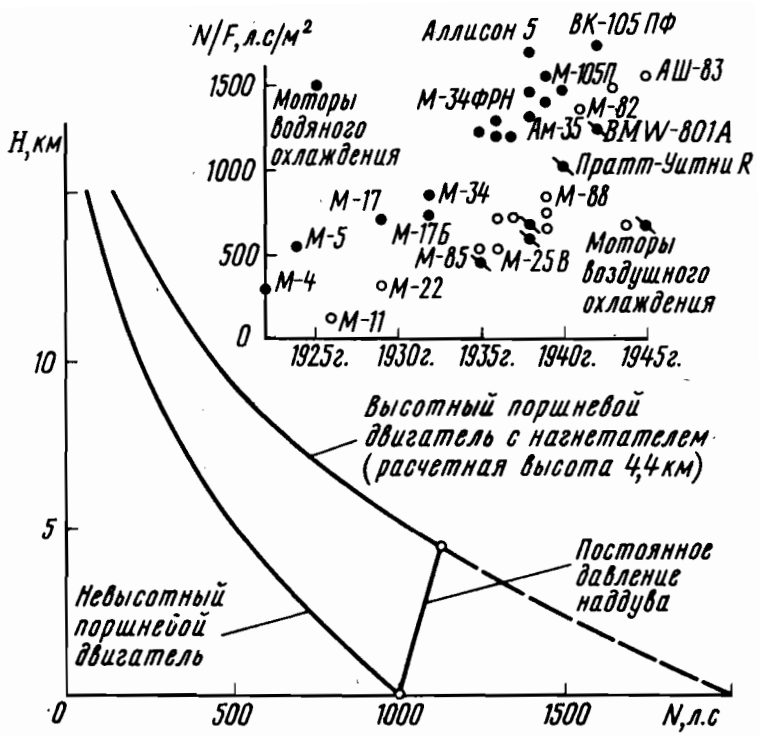


Рис. 14

Толчком к существенному ускорению перевооружения послужили боевые действия в Испании, в которых принимали активное участие самолеты Р-5, СБ, И-15 и И-16. В 1938 г. в Испании проходили войсковые испытания новые германские самолеты: истребитель Ме-109В и пикирующий бомбардировщик Ju-87. Произошли первые воздушные бои истребителей И-16 и Ме-109В, которые показали преимущество советских самолетов (рис. 15). Однако самолет Ме-109В был еще далек от совершенства, а истребитель И-16, созданный в 1932 — 1933 гг., к этому времени уже исчерпал все возможности улучшения. Самолеты Ме-109 новой модификации с мотором существенно увеличенной мощности показали заметное преимущество над И-16. Потребовалось срочно создать боевые самолеты, способные противостоять новым истребителям германских ВВС. Задачу удалось выполнить благодаря высокому уровню отечественной авиационной науки и опыту, накопленному за годы становления авиации.

К сожалению, перевооружение авиации к началу Великой Отечественной войны полностью не было завершено. Самолеты доводились в ходе серийного производства.

Подводя итоги, можно сказать, что в 30-е годы было создано два поколения боевых самолетов, новое поколение экономичных двигателей большой мощности, завершено создание современной экспериментальной базы и отработки методики испытаний моделей и натурных самолетов, созда-

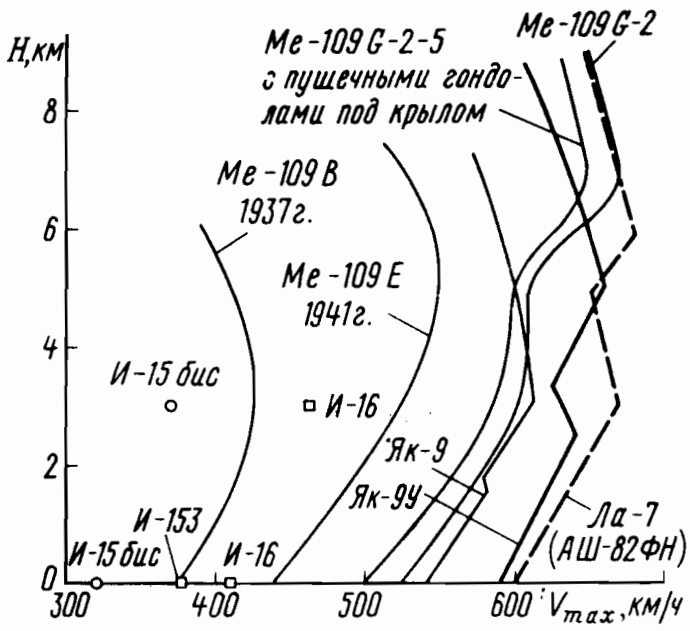


Рис. 15

ны теоретические и инженерные методы расчета аэродинамических характеристик и прочности самолетов и их элементов, разработаны основные принципы формирования облика боевых самолетов различного назначения под заданные требования ВВС и, что самое главное, были определены основные тенденции развития всех родов авиации, отработаны аэродинамические компоновки и положено начало созданию семейств передовых по тому времени истребителей, штурмовиков и бомбардировщиков.

Однако несмотря на высокий потенциал авиационной науки и опытного производства промышленность запоздала с созданием и вводом в строй новых образцов, предпочитая развивать удачные идеи и модернизировать самолеты конца 20-х — начала 30-х годов, а заказчик опоздал с постановкой новых задач. Даже уникальный штурмовик С. В. Ильюшина Ил-2 был создан по инициативе ОКБ в ходе споров с заказчиком. Отставание советской военной авиации в полной мере было осознано только в начале 1939 г. [1], хотя уже в 1938 г. немцы завершили отработку самолета поля боя — пикирующего бомбардировщика Ju-87 (известного участникам Великой Отечественной войны как «лаптежник») и были продемонстрированы возможности нового истребителя Люфтваффе (ВВС Германии) Ме-109. Новые советские истребители, способные противостоять «мессерам», штурмовики и фронтовые бомбардировщики появились в опытных образцах лишь в 1940 г. Советские тяжелые бомбардировщики были слишком тихоходными, и дальность их полета была недостаточна. «Самолет ТБ-7 (АНТ-42) создавался и входил в жизнь в трудных условиях неполной ясности вопроса о том, в какой мере необходим тяжелый стратегический бомбардировщик...» [12].

ВЕЛИКАЯ ОТЕЧЕСТВЕННАЯ ВОЙНА. НОВОЕ ПОКОЛЕНИЕ БОЕВЫХ САМОЛЕТОВ

В самый канун войны (конец 1939 — 1940 гг.) на государственные испытания вышли представители нового поколения поршневых самолетов (им было суждено пройти еще и испытания в Великой Отечественной войне):

тяжелые бомбардировщики Пе-8 (ТБ-7), в серийном производстве с 1940 г.;

средние бомбардировщики Ил-4 (ДБ-3Ф), в серийном производстве с 1938 г.;

фронтовые бомбардировщики Пе-2, Ту-2;

штурмовики Ил-2;

истребители ЛаГГ-3, Як-1, МиГ-3.

Самолеты ТБ-7 и ДБ-3Ф образца 1940 г. заметно отличались от своих прототипов конца 30-х годов. Обращает на себя внимание существенное (в 2 — 4 раза) уменьшение баллистического коэффициента у всех самолетов этого поколения по сравнению с предшествующим. Были реализованы все достижения аэродинамики:

винты изменяемого шага с высоким КПД ($\eta = 0{,}8 \div 0{,}84$);

радиаторы в туннелях с протоками, скорость в которых существенно меньше скорости полета;

отсеки фюзеляжа и крыла герметизированы — нет перетекания воздуха внутри;

закрывающиеся фонари кабины летчиков;

аэродинамически гладкая поверхность без заметно выступающих в поток деталей;

тонкое крыло и минимально возможная площадь миделя фюзеляжа, зализы несущих поверхностей;

реактивные патрубки моторов.

Максимальные скорости возросли даже при уменьшенной энерговооруженности (она увеличилась во время войны).

В годы Великой Отечественной войны ВВС и советская промышленность прошли суровое испытание. В первые дни войны советская авиация понесла тяжелые потери в людях и материальной части. Новые самолеты МиГ-3, Як-1, ЛаГГ-3, Ил-2, Пе-2 только начинали поступать на вооружение и еще не были освоены летчиками строевых частей. Основными боевыми самолетами ВВС оставались И-153, И-16, СБ и ДБ-3 первых вариантов.

Увеличивать выпуск новых боевых самолетов пришлось в условиях перебазирования практически всей авиационной промышленности на Восток, в условиях нехватки металла (особенно алюминия), энергетических мощностей, помещений и квалифицированных кадров. Потребовалась работа по упрощению конструкций самолетов, по замене дефицитных материалов и упрощению технологии производства. Из-за нехватки алюминия и сложности производства в 1942 г. были временно сняты с производства фронтовой бомбардировщик Ту-2 (был запущен в производство истребитель Як-9) и самый скоростной и высотный истребитель того времени МиГ-3.

В 1941 — 1942 гг. в массовом производстве были бронированные штурмовики Ил-2 с деревянным фюзеляжем, деревянный истребитель ЛаГГ-3, истребители Як-1 и Як-7Б с деревянными крыльями предельно простой конструкции и ферменным фюзеляжем, обшитым полотном и фанерой.

Истребители и бомбардировщики Люфтваффе вступили в войну доведенными, прошедшими боевую проверку на фронтах Испании и в течение двух лет войны в Европе. Советские самолеты, как правило, запускались в серийное производство еще до завершения летных испытаний и доводились уже в ходе войны.

К началу войны основной истребитель Люфтваффе Ме-109Е был серийным и тщательно отработанным. Однако по сумме летно-технических характеристик, эффективности оружия и живучести он уступал новым советским истребителям. Это вынудило противника прибегнуть к срочной модификации Ме-109Е и перейти к серийному выпуску новой модели Ме-109F с заметно увеличенной максимальной скоростью полета, лучшими маневренными возможностями и усиленным оружием (увеличена мощность мотора, улучшена аэродинамика, введено автоматическое управление заслонками радиаторов [11]). Советские истребители были «моложе», их проектировали с учетом возможных крупных модификаций без остановки производства. Замена дерева металлом в основных силовых элементах позволила получить заметные выигрыши в объеме крыла, массе конструкции и прочности самолетов. Возможности модификации цельнометаллических истребителей Люфтваффе были практически исчерпаны уже в 1943 г., и во второй половине войны советские истребители имели превосходство по основным параметрам, из суммы которых складывается боевая эффективность.

На долю ЦАГИ в предвоенные годы и во время войны выпала задача доработки аэродинамических компоновок самолетов и несущих поверхностей, доводка устойчивости и управляемости опытных и серийных самолетов, изыскание способов уменьшения сопротивления, повышения несущих свойств. Так, в больших аэродинамических трубах ЦАГИ в 1942 г. были проведены всесторонние испытания самолета Ла-5. Бригадой ЦАГИ и ОКБ была выполнена герметизация капотов мотора уменьшены щели между несущими поверхностями и органами управления, разработаны улучшенные формы всасывающего патрубка карбю-

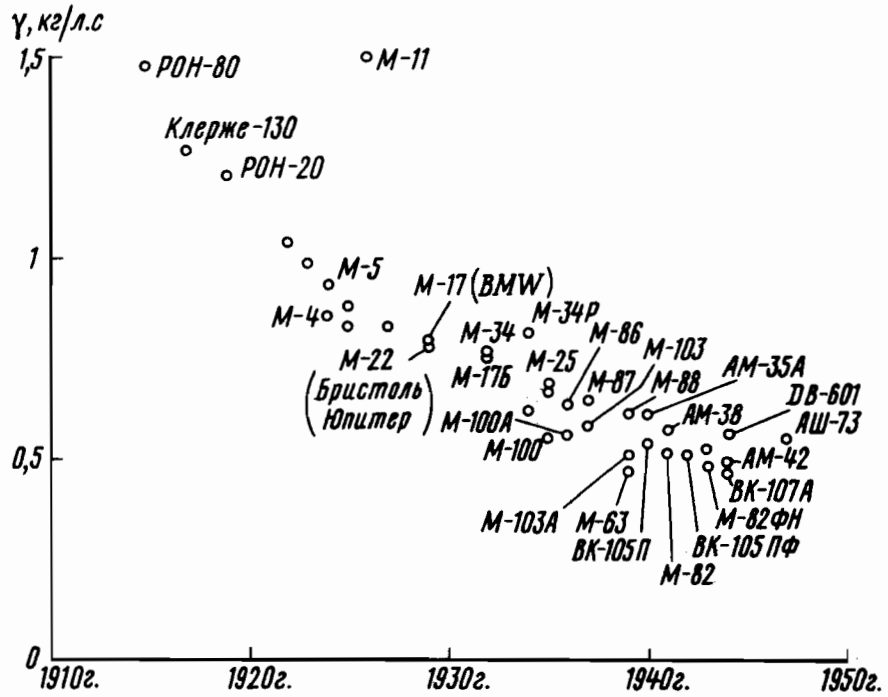


Рис. 16

ратора и туннеля маслорадиатора, разработаны новые выхлопные патрубки увеличенного сечения. Летные испытания серийных самолетов Ла-5 с доработками, выполненными по рекомендациям ЦАГИ, обеспечили достижение у земли максимальной скорости 560 км/ч (вместо 510 км/ч). Уменьшение щелей у шарниров элеронов путем установки накладок позволило повысить эффективность компенсации элеронов и снизить нагрузки на ручке управления.

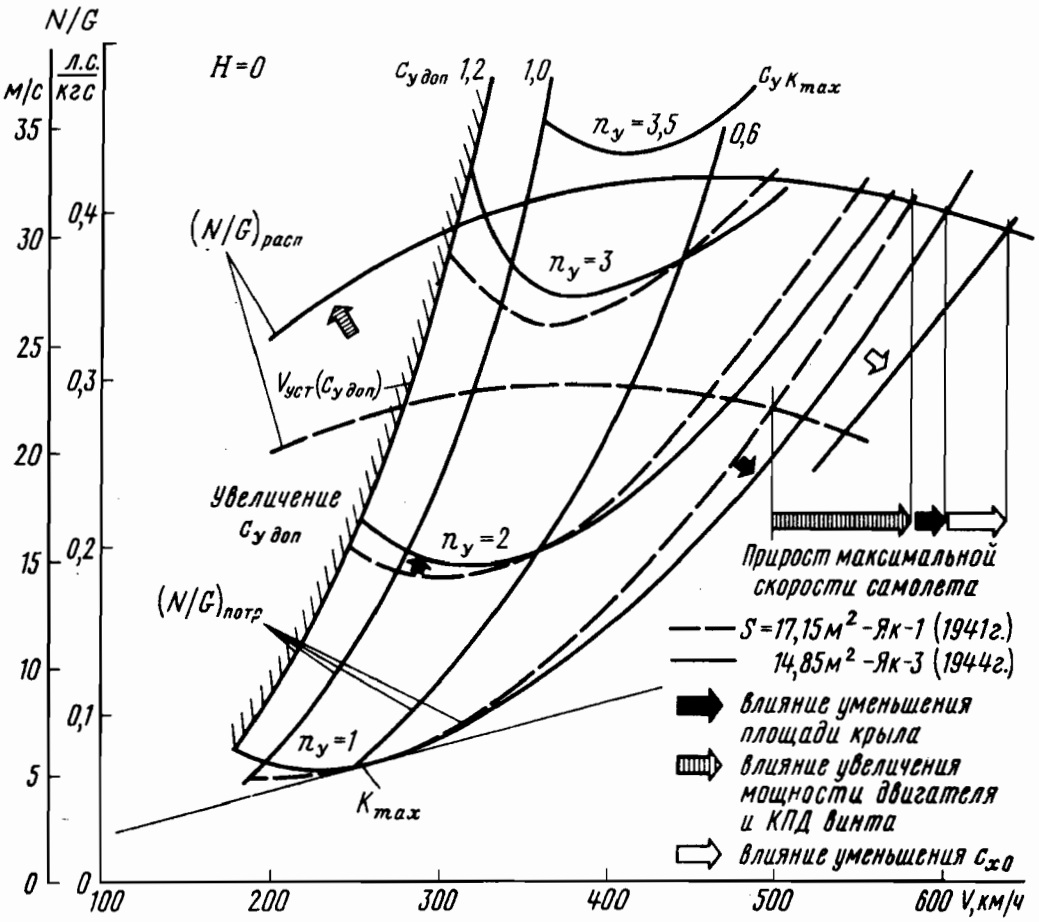


Рис. 17

В конце 1943 г. ОКБ С. А. Лавочкина выпустило на летные испытания новую модификацию с улучшенной аэродинамикой — самолет Ла-7, который при той же мощности мотора (АШ-82ФН), что и на Ла-5ФН, на расчетной высоте развивал максимальную скорость 680 км/ч вместо 650 км/ч у самолета Ла-5ФН. Этот самолет превосходил последние варианты основного истребителя Люфтваффе Ме-109G (см. рис. 15).

В результате работы ЦАГИ была увеличена максимальная скорость истребителей Як, а самолет Як-3 с более мощным мотором ВК-107А показал в летных испытаниях максимальную скорость 720 км/ч благодаря тщательно отработанной и доведенной до совершенства аэродинамической компоновке.

Конструкторы моторов в тесном содружестве с ЦИАМ работали над увеличением мощности силовых установок боевых самолетов. Взлетная мощность моторов семейства ВК за годы войны увеличилась с 1100 до 1650 л.с. Весовое совершенство поршневых моторов приблизилось к предельно достижимому на том уровне развития техники — их удельная масса достигала 0,45 — 0,5 кг/л.с. (рис. 16). В результате максимальная скорость и боевая эффективность отечественных истребителей во время Великой Отечественной войны непрерывно возрастали. На рис. 11 показаны основные данные истребителей С. А. Лавочкина 1941 — 1944 гг. в сравнении с данными истребителя И-16 последней модификации. Сравнение показывает, что благодаря совершенной аэродинамике истребитель Ла-7 (1944 г.) при одинаковой с истребителем И-16 (1939 г.) взлетной энерговооруженности (оба самолета с моторами воздушного охлаждения) имел на 190 км/ч большую максимальную скорость у земли и на 180 км/ч на расчетной высоте (т.е. практически в полтора раза) при одинаковом времени виража. Увеличение взлетной массы Ла-7 по сравнению с массой самолета И-16 в полтора раза потребовалось для размещения на борту существенно усложненного оборудования, вооружения и снаряжения.

Аналогичным был процесс совершенствования истребителей Як-1 и Як-3 (рис. 17), Як-7 и Як-9. Истребители Як-9Д и Як-9Т отличались увеличенным запасом топлива $m_т = 0{,}15$ (для всех истребителей того времени относительная масса топлива была практически одинаковой и составляла 0,09 — 0,1). Это обстоятельство необходимо учитывать при сравнении маневренных и боевых возможностей самолетов.

Особенностью развития истребителей во время войны было увеличение максимальной скорости при сохранении маневренных возможностей в горизонтальной плоскости и заметного их улучшения в вертикальной. Это достигнуто «культурой веса» и повышением несущих свойств крыла истребителя в дополнение к непрерывному увеличению мощности моторов и уменьшению лобового сопротивления. Было обеспечено опережающее увеличение энерговооруженности при неизбежном повышении нагрузки на крыло — время установившегося виража пропорционально

$$(G/S)^{2/3}/(N/G)^{1/3} = G/N^{1/3}S^{2/3},$$

следовательно, для сохранения маневренных возможностей требовалось при увеличении энерговооруженности на 1% не допускать увеличения нагрузки на крыло более 0,5%. Это достаточно сложная задача, поскольку для увеличения максимальной скорости на 1% требовалось увеличить мощность мотора на 3% (при $c_{x0}S = \text{const}$).

В течение всей войны усиливалось вооружение боевых самолетов, непрерывно возрастала масса секундного залпа, причем, как правило, без заметного ущерба для их маневренных возможностей и летно-технических характеристик.

Задача обеспечения синхронной стрельбы крупнокалиберного оружия была успешно решена советскими конструкторами, скорострельность оружия была исключительно высокой, поэтому на серийных истребителях число стволов не превышало трех при обеспечении достаточной массы секундного залпа.

На вооружении истребителей Люфтваффе всю войну оставались пулеметы обычного калибра (7,92 мм) и пушки калибра 20 мм. Только модификации Ме-109G5 и Ме-109G6 имели крупнокалиберные пулеметы (13 мм). Дополнительное оружие, которое они использовали для усиления огневой мощи, например две пушки калибра 20 мм в гондолах под крылом истребителей Ме-109G, снижало максимальную скорость, а главное, маневренные возможности этих самолетов (см. рис. 15).

Советские бомбардировщики имели хорошую огневую защиту задней полусферы и бронированную защиту членов экипажа. Все были вооружены крупнокалиберными пулеметами, а самолеты Ту-2 и Пе-8 — пушками калибра 20 мм. Штурмовик Ил-2 по стрелковому оружию и бронированию не имел равных в мире. Попытка Люфтваффе создать подобный противотанковый самолет (Хеншель 129) была безуспешной. Попытка установить пушку калибра 30 мм на пикирующий бомбардировщик Ju-87 привела к снижению на 50 — 60 км/ч и без того небольшой скорости этого самолета и значительному ухудшению его маневренности, что делало самолет еще более уязвимым [1].

Бомбардировщики ВВС Германии были, как правило, вооружены пулеметами обычного калибра: крупнокалиберное оружие использовалось только в неподвижных или ограниченно подвижных установках для стрельбы вперед.

Таким образом, в результате напряженной работы авиационной промышленности основные боевые советские самолеты имели преимущество в боевой эффективности перед противником.

В первые послевоенные годы в ОКБ, ЦАГИ и ЦИАМ продолжались работы по дальнейшему совершенствованию самолетов с поршневыми двигателями. На базе истребителя Ла-7 были созданы последние истребители с поршневыми моторами Ла-9 и Ла-11, в массовой серии строились бомбардировщики Ту-2 и штурмовики Ил-10, было развернуто производство дальнего бомбардировщика Ту-4, построен последний дальний бомбардировщик с поршневыми моторами Ту-85. Возможности боевых самолетов с поршневыми моторами к 1947 г. были исчерпаны.

КРИТЕРИИ ПОДОБИЯ. РОЛЬ АЭРОДИНАМИКИ И ЭНЕРГЕТИКИ В РАЗВИТИИ АВИАЦИИ

Рассмотрим изменение основных параметров, характеризующих самолет, на протяжении всего развития поршневой авиации, оценим роль аэродинамики и энергетики силовой установки в непрерывном увеличении скоростей полета.

При современном подходе наиболее удобно рассматривать энергетические возможности самолета на заданном режиме полета. Их можно характеризовать располагаемыми уровнем и быстротой изменения полной механической энергии или, для исключения прямого влияния массы самолета, полной удельной механической энергии

$$E = H + \frac{V^2}{2g}, \qquad \frac{dV}{dt} = \frac{g}{V}(n_x - \sin\theta),$$

где $n_x = \frac{P_{\text{расп}}}{G} - \frac{n_y}{K}$; θ — угол наклона траектории.

Первое уравнение движения, представленное в энергетической форме, не содержит угла наклона траектории и определяет связь производной $\dot{E}$, которую обычно называют энергетической скороподъемностью или удельной избыточной мощностью, с основными параметрами, характеризующими самолет и режим полета:

$$\dot{E} = n_x V = \frac{\eta N}{G} - \frac{V n_y}{K},$$

где

$$n_y = \frac{c_y}{G/S}\,\frac{\rho V^2}{2}; \quad K = \frac{c_y}{c_x}.$$

Следовательно, $dE/ds = n_x$, где s — длина дуги траектории.

В предположении, что поляру самолета можно представить уравнением квадратичной параболы вида $c_x = c_{x0} + (1/\lambda_{эф})c_y^2$, производная $\dot{E}$ определится с помощью достаточно обозримой формулы:

$$\dot{E} = V_y^{\bullet} = \frac{\eta N}{G} - \left(\frac{c_{x0}S}{G}\right)\frac{\rho V^3}{2} - \frac{2}{\pi}\left(\frac{G/S}{\lambda_{эф}}\right)\frac{n_y^2}{\rho V}.$$

В этом соотношении разделены параметры, характеризующие режим полета:

V — скорость полета,

H — высота полета (входит через плотность ρ),

n_y — нормальная перегрузка,

и параметры, характеризующие самолет:

$\eta N/G$ — располагаемая энерговооруженность (η — КПД винта);

$c_{x0}S/G$ — баллистический коэффициент, отношение приведенной площади поверхности сопротивления $c_{x0}S$ к взлетному весу самолета;

$(G/S)/\lambda_{эф}$ — эффективная нагрузка на крыло (или нагрузка на квадрат эффективного размаха $l_{эф} = \sqrt{\lambda_{эф}S}$).

Эти параметры объединяют вес (или массу) самолета, его размеры (площадь крыла S), мощность силовой установки, КПД винта, коэффициенты, определяющие поляру ($\lambda_{эф}$; c_{x0}), и являются параметрами сравнения; самолеты, у которых на заданном режиме полета параметры $\eta N/G$, $c_{x0}S/G$ и $(G/S)/\lambda_{эф} = G/l_{эф}^2$ совпадают, одинаковы по энергетическим возможностям. При некоторых дополнительных предположениях можно показать, что основные характеристики самолета V_{max}, V_y, $\psi_{уст}(c_{y_{доп}})$, $R_{уст}(c_{y_{доп}})$, H_{max} пропорциональны комплексным параметрам, составленным из приведенных выше и ряда других. Так, например:

максимальная скорость V_{max} пропорциональна параметру

$$\left(\frac{\eta N}{c_{x0}S}\right)^{1/3} = \left(\frac{\eta N}{G}\right)^{1/3}\frac{1}{(c_{x0}S/G)^{1/3}} = \left(\frac{N}{G}\right)^{1/3}\frac{1}{(c_{x0}S/\eta G)^{1/3}},$$

предельная установившаяся перегрузка $n_{y_{уст}}(c_{y_{доп}})$ — параметру

$$\left(\frac{\eta N}{G}\right)^{2/3}\left(\frac{\lambda_{эф}}{G/S}\right)^{2/3}\left(\frac{G/S}{c_{y_{доп}}}\right)^{1/3} = \frac{(\eta N)^{2/3}S^{1/3}}{G}\,\frac{\lambda_{эф}^{2/3}}{c_{y_{доп}}^{1/3}},$$

маневренность в вертикальной плоскости и разгон определяются параметрами

$$\frac{\eta N}{G} \text{ и } \frac{K_{max}^{1/2}}{\left(\frac{G/S}{\lambda_{эф}}\right)^{1/2}} = \frac{K_{max}^{1/2}\lambda_{эф}^{1/2}}{(G/S)^{1/2}}$$

(достаточное условие увеличения маневренности — увеличение обоих параметров) и т. д. [11].

На рис. 18 представлено увеличение максимальных скоростей гоночных самолетов от начала первой мировой войны до 1937 — 1939 гг. Показаны все зарегистрированные мировые рекорды скорости, установленные на самолетах с поршневыми моторами [12]. С 1927 по 1939 г. абсолютные рекорды устанавливались на гидросамолетах.

На «кривой рекордов» сухопутных самолетов можно заметить два перерыва в борьбе за рекорды: 1913 — 1920 гг. — перерыв, связанный с первой мировой войной, и 1924 — 1932 гг. — перерыв, связанный с застоем в аэродинамике и конструкции. Результатом этого застоя был переход мировых рекордов скорости к гидросамолетам в 1927 г.

На рис. 18 показаны взлетные тяговооруженности самолетов, на которых установлен рекорд. Нанесены линии равных значений обобщенного баллистического коэффициента $c_{x0}S/\eta G$, который определяет уровень аэродинамики скоростного самолета. Видно, что застой в аэродинамике продолжался в течение 10 лет, только в 1934 г. рекорд скорости был увеличен за счет снижения сопротивления самолета и совершенствования воздушных винтов (были внедрены убирающиеся шасси и винты изменяемого шага), что позволило значительно уменьшить лобовое сопротивление самолета и реализовать полную располагаемую мощность мотора на всех режимах полета. Рекордный самолет 1932 г. обладал менее совершенной аэродинамикой, чем самолет 1924 г. (В работе [13] отмечено, что его конструктором было допущено «бесцеремонное обращение с аэродинамикой».) Прирост максимальной скорости $\Delta V = 25{,}6$ км/ч был достигнут за счет увеличения взлетной энерговооруженности N/G на 37% (от 0,53 до 0,73). Следующий рекорд (1935 г.) был установлен на самолете с ВИШ и закрылками, что обеспечило не только увеличенную тягу винта на взлете, но и позволило существенно увеличить нагрузку на крыло, т. е. снизить лобовое сопро-

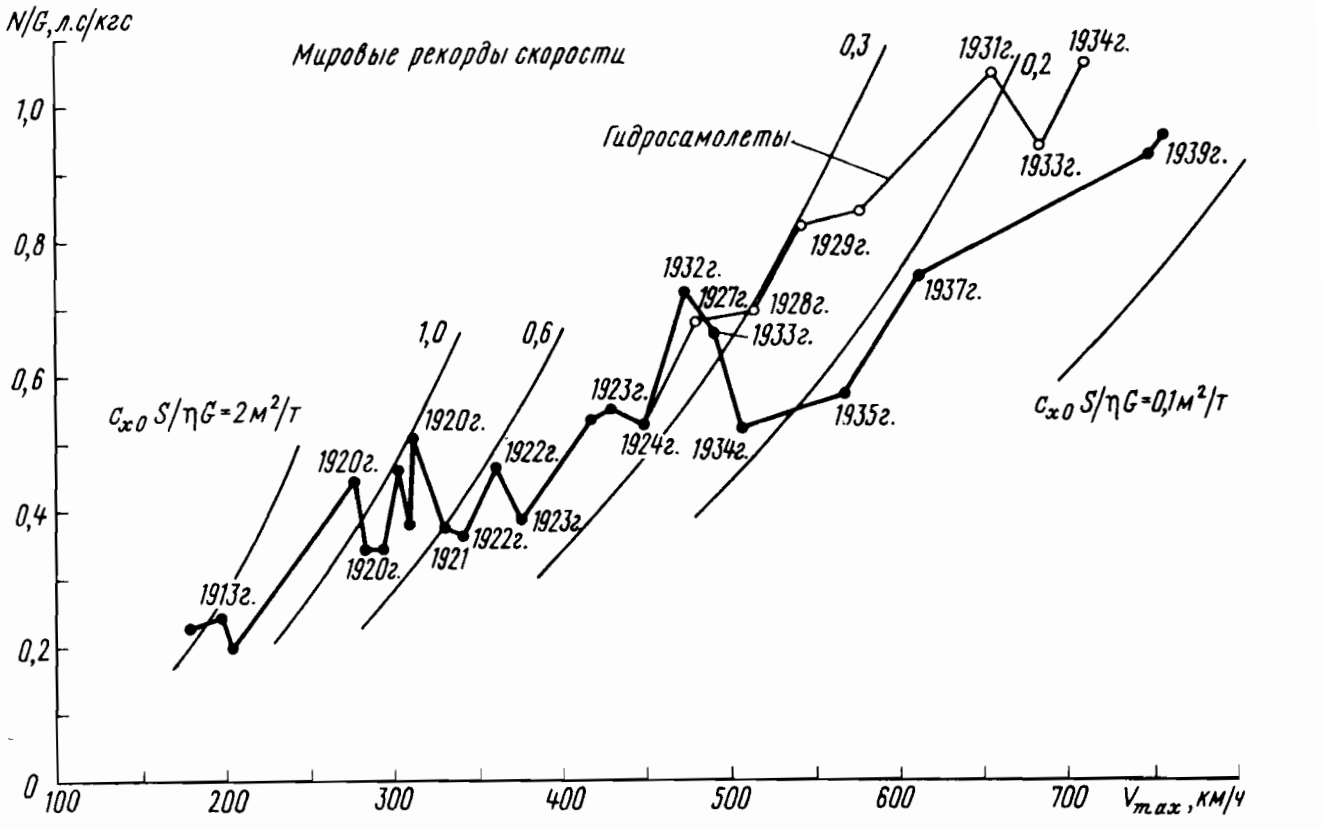


Рис. 18

тивление самолета на максимальной скорости при обеспечении приемлемых взлетных и посадочных характеристик (рис. 19). Для гидросамолетов нагрузка на крыло была существенно увеличена уже на рекордном самолете в 1927 г., поскольку для них практически не было ограничений по длинам разбега и пробега, площадь крыла и винт выбирались в основном из условия реализации максимально возможной скорости полета (см. рис. 19).

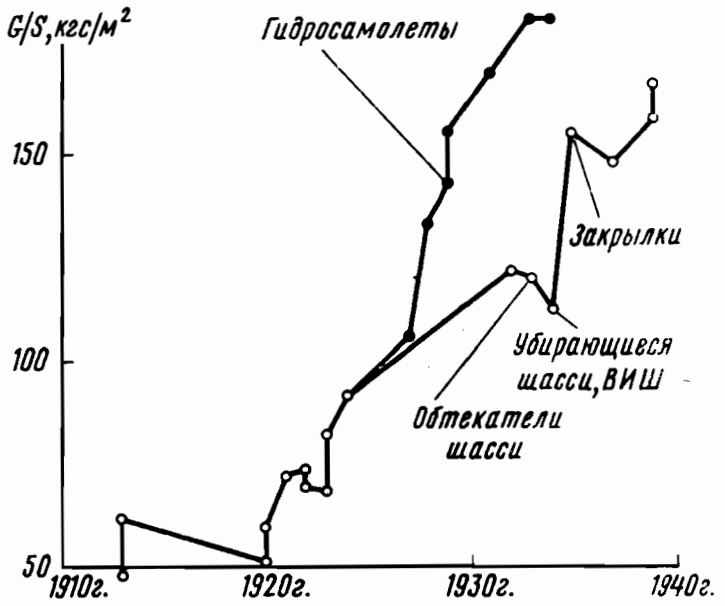


Рис. 19

Зависимость максимальной скорости полета от взлетной энерговооруженности и обобщенного баллистического коэффициента достаточно наглядно показывает вклад аэродинамики и энергетики силовой установки в увеличение максимальной скорости полета. Видно, что за время интенсивного развития гоночных самолетов с поршневыми двигателями (1910 — 1939 гг.) энерговооруженность рекордных самолетов увеличилась в 12 раз, а уровень аэродинамического сопротивления при малых коэффициентах подъемной силы, соответствующий единице взлетной массы, был снижен примерно в 20 раз. Это обеспечило увеличение максимальных скоростей приблизительно в 6 раз ($\sqrt[3]{12 \cdot 20} = 6{,}2$).

На рис. 20 в координатах «взлетная энерговооруженность — максимальная скорость у земли» показаны основные серийные боевые само-

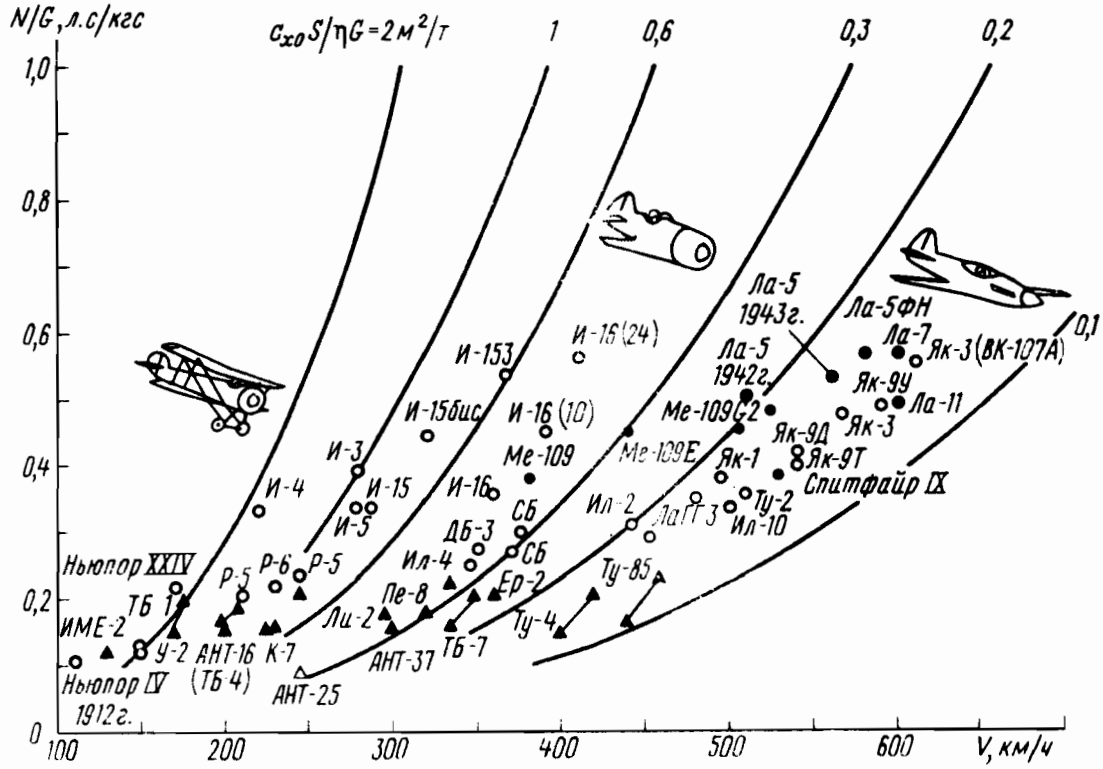


Рис. 20

леты 1917 — 1947 гг. и уникальные самолеты, оставшиеся в истории авиации как примеры реализации новых идей или доведения до предела идей, уже исчерпавших себя. На графике для удобства использования нанесена сетка кривых с постоянным значением обобщенного баллистического коэффициента. Энерговооруженность истребителей в период 1917 — 1947 гг. увеличилась в 3 раза, а уровень аэродинамического сопротивления на единицу взлетной массы был уменьшен в 15 раз. Максимальная скорость увеличилась в 3,5 раза ($\sqrt[3]{3 \cdot 15} = 3{,}56$).

На рис. 20 хорошо прослеживается «ступенчатость» развития скоростной авиации: создается новая компоновка, характеризуемая достигнутым уровнем аэродинамического совершенства (минимум сопротивления), после чего конструктор увеличивает максимальную скорость за счет повышения мощности силовой установки (нарастание скорости идет вдоль линии $c_{x0}S/\eta G = \text{const}$) до тех пор, пока это оказывается возможным по условиям боевого применения и компоновки самолета. Затем происходит замена аэродинамической компоновки на более совершенную, что обеспечивает приращение максимальной скорости даже при заметном уменьшении энерговооруженности.

Параметр сравнения $c_{x0}S/\eta G$ объединяет влияние аэродинамики и нагрузки на крыло — при уменьшении площади крыла коэффициент c_{x0} всегда увеличивается (если нет улучшений аэродинамики), и только произведение $c_{x0}S$ при постоянном скоростном напоре показывает истинное изменение сопротивления самолета. При увеличении взлетной массы (веса) этот параметр заведомо уменьшается в том случае, если при этом не изменены размеры и конфигурация самолета, т. е. за счет увеличения плотности компоновки, что соответствует повышению совершенства самолета по линии его скоростных свойств. Однако увеличение нагрузки на крыло ухудшает его маневренные и взлетно-посадочные характеристики.

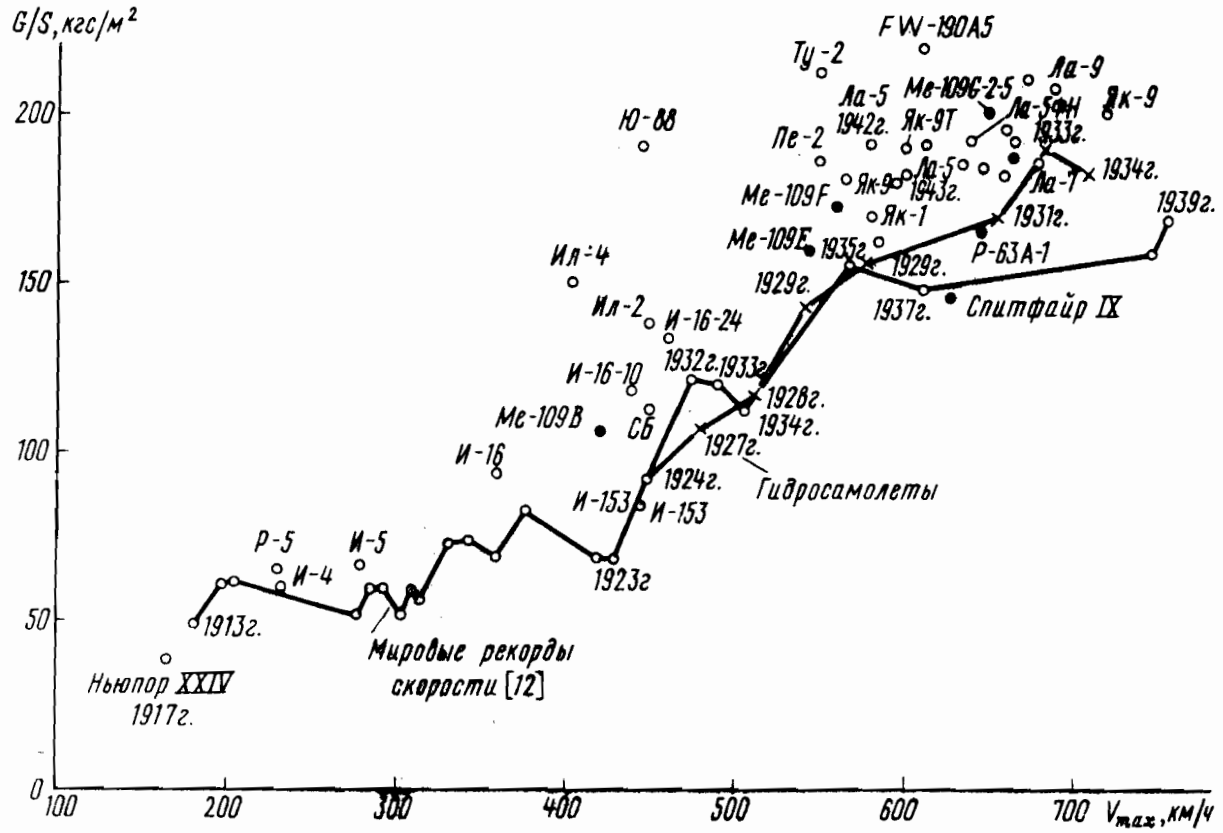


Рис. 21

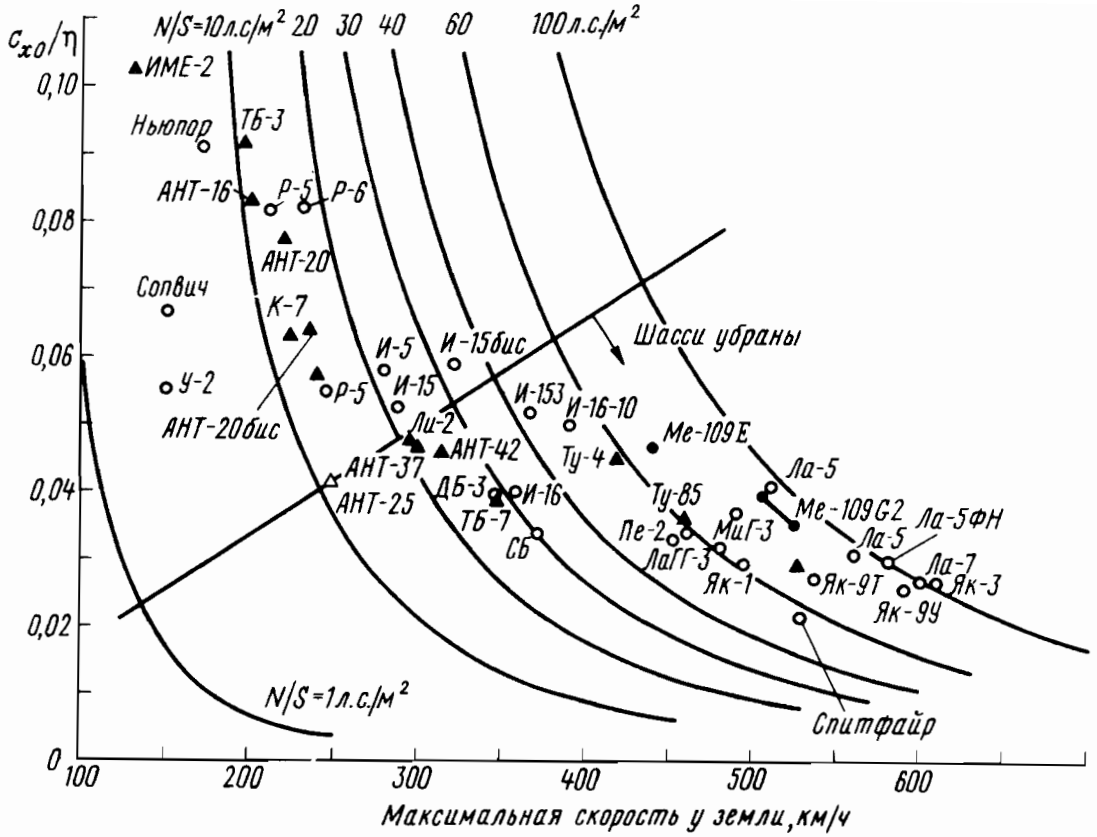


Рис. 22

Рис. 21 показывает, что в предвоенные годы увеличение скорости истребителей (и рекордных самолетов) после реализации скоростей $V = 400$ км/ч обеспечивалось увеличением нагрузки на крыло до $G/S = 150 \div 200$ кгс/м^2, после чего оно стало достигаться уменьшением c_{x0} и увеличением энерговооруженности. Влияние на максимальную скорость полета коэф-

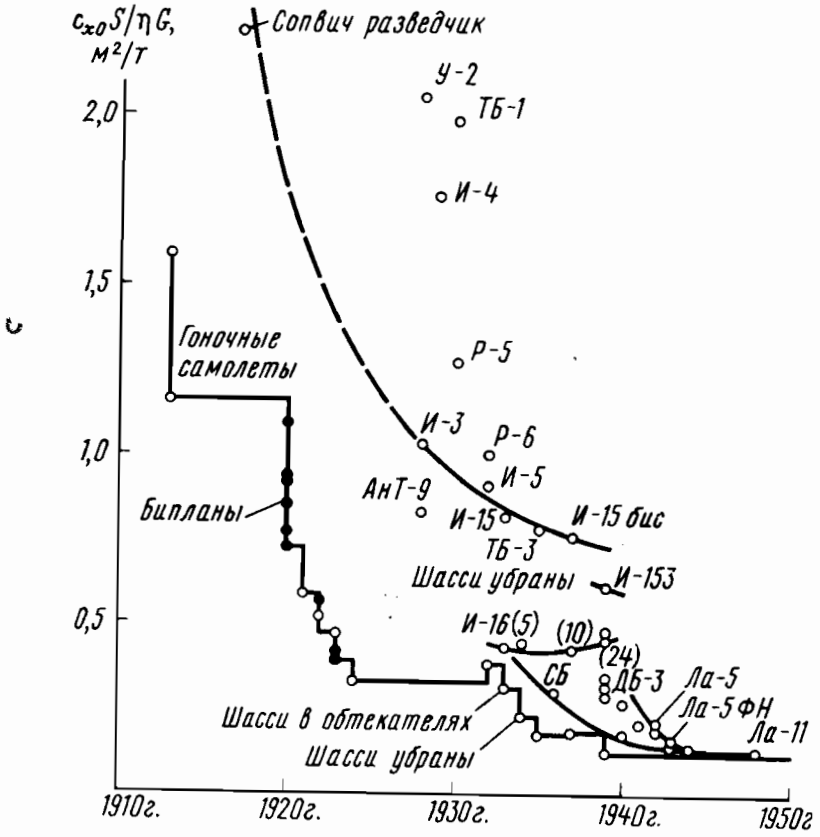


Рис. 23

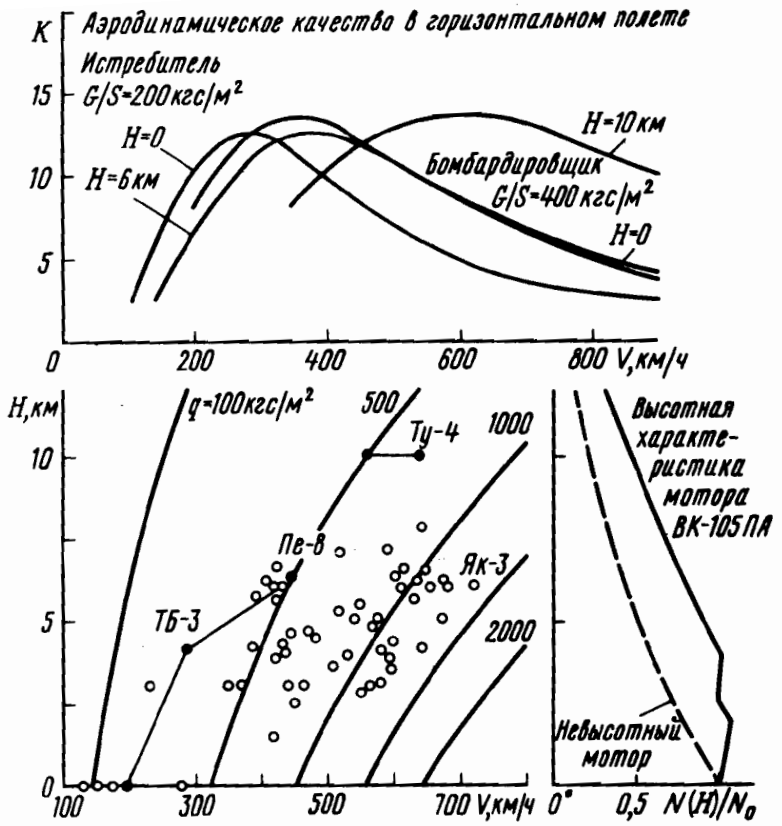


Рис. 24

фициента c_{x0} и взлетной мощности силовой установки при постоянной конфигурации самолета удобно рассматривать с помощью зависимости $V_{\max}\left(\frac{c_{x0}}{\eta}, \frac{N}{S}\right)$, на фоне которой нанесены точки, соответствующие серийным и опытным самолетам (рис. 22). Видно, что отношение c_{x0}/η уменьшилось в течение 1917 — 1947 гг. в 3,5 — 4 раза, а отношение взлетной мощности к площади крыла увеличилось в 12 раз. Следует иметь в виду, что увеличение нагрузки на крыло (т. е. уменьшение относительных размеров крыла), сопровождавшее увеличение скорости, приводило к замедленному уменьшению c_{x0} средствами аэродинамики (из-за увеличения относительных размеров фюзеляжа) и возрастанию N/S, опережающему реальное увеличение энерговооруженности. Поэтому более наглядное представление о соотношении влияния аэродинамики и энергетики на рост максимальных скоростей полета боевых самолетов дает рис. 20, т. е. сравнение по параметрам $c_{x0}S/\eta G$ и N/G.

На рис. 23 показано изменение обобщенного баллистического коэффициента боевых самолетов по годам. Видно резкое его уменьшение при переходе от семейства истребителей И-16 к новому поколению истребителей.

На рис. 24 показаны максимальные и крейсерские скорости полета самолетов 1917 — 1947 гг. и высоты, на которых эти скорости достигались. Показаны кривые постоянных скоростных напоров. Увеличение высоты крейсерского полета бомбардировщиков (ТБ-1, ТБ-3, ТБ-7, Ту-4) сопровождалось увеличением скоростного напора и соответствующим возрастанием нагрузки на крыло (рис. 25). На рис. 24 показано, что увеличение высоты полета при достаточно большой постоянной скорости приводит к увеличению аэродинамического качества в горизонтальном полете и, следовательно, к уменьшению потребной энерговооруженности:

$$(N/G)_{\text{потр}} = V/270\eta K(c_y),$$

где $c_y = (G/S)/q$; V — в км/ч; $\frac{N}{G}$ — в л.с./кгс.

Однако мощность обычного мотора с увеличением высоты падает, поэтому для полета на больших высотах потребовались моторы с нагнетателями, поддерживающими давление на всасывании до расчетной высоты.

Крейсерский полет на заданной высоте реализуется на тем большей скорости, чем больше нагрузка на крыло и больше расчетная высота мотора.

Таким образом, высота, скорость и дальность полета бомбардировщиков увеличивались не только с помощью существенного улучшения аэродинамики и создания компоновок с увеличенным аэродинамическим качеством, но и выбором увеличенной нагрузки на крыло при использовании высотных моторов.

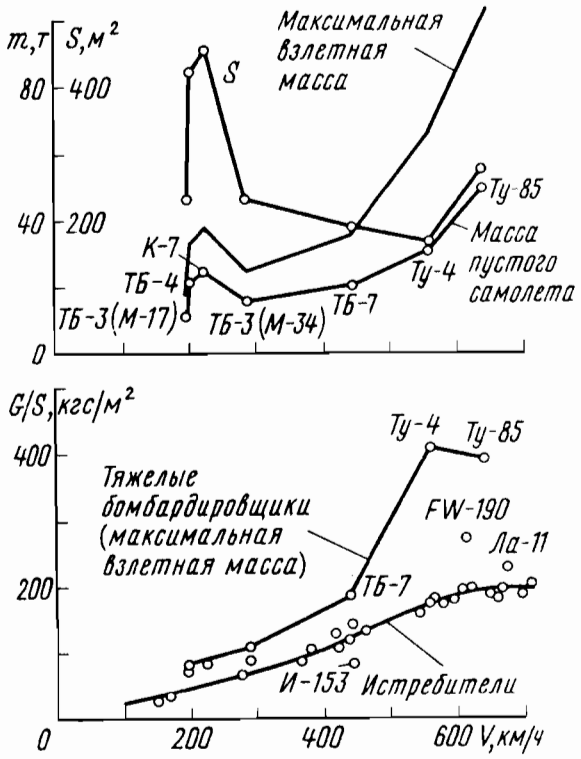


Рис. 25

Для истребителей увеличение максимальной скорости с помощью увеличения нагрузки на крыло даже при условии использования механизации оказалось неприемлемым. Потребовалось удержать нагрузку на крыло в пределах 180 — 200 кгс/м² для обеспечения необходимых маневренных характеристик. Минимальное время виража зависит от отношения нагрузки на крыло к максимальной скорости полета (рис. 26):

$$t_{вир} \approx \frac{30}{(c_{y\,доп}\,\lambda_{эф}\,c_{x0})^{1/3}} \frac{G/S}{V_{max}}.$$

Здесь t — в секундах; G/S — в кгс/м²; V — в км/ч. Поэтому увеличение максимальной скорости истребителей во время войны достигалось «другими средствами» — уменьшением сопротивления самолета и увеличением взлетной энерговооруженности. Отношение $(G/S)/V_{max}$ при этом даже уменьшалось (рис. 27), хотя в предвоенные годы оно увеличивалось.

В заключение следует отметить, что переход от тихоходных тяжелых самолетов с гофрированной дюралевой обшивкой, от легких бипланов с матерчатой и фанерной обшивкой к скоростным бомбардировщикам и истребителям-монопланам совершенных аэродинамических форм со скоростями, превысившими 350 — 400 км/ч, потребовал коренного изменения компоновки самолета, улучшения обтекания всех ее элементов, внедрения убирающихся шасси и механизации крыла, отказа от простых выдвижных радиаторов в пользу радиаторов в профилированных туннелях с автоматически регулируемой площадью выхода, создания и внедрения высотных моторов с одно-, двух- и трехступенчатыми нагнетателями (или с турбомуфтами), создания и внедрения винтов, автоматически изменяемого в полете шага.

Только существенным вкладом в конструкцию и технологию производства можно объяснить сохранение удельного веса высотных моторов и относительного веса конструкции самолетов при столь существенном усложнении мотора и самолета.

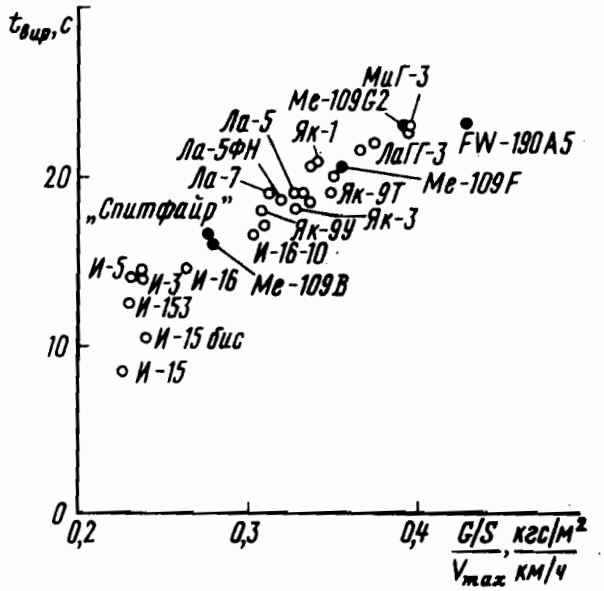


Рис. 26

На самолете появился ряд сложных механизмов, каждый из которых потребовал периодической регулировки и технического обслуживания:

винт с поворотными лопастями и система автоматического управления ими;

убирающееся шасси и системы его уборки и выпуска (основная и аварийная);

механизация крыла и соответствующая система управления;

система автоматического управления положением створок радиаторов охлаждения;

автоматизированная система управления оружием и др.

Развитие самолетостроения и прогресс в авиационной технике всегда были тесно связаны с достижениями авиационной науки. Каждое новое поколение самолетов создавалось на основе результатов научных исследований и реализации новых идей, что и обеспечило непрерывное повышение летно-технических характеристик самолетов от поколения к поколению. Вместе с тем заказчик непрерывно повышал уровень своих требований к самолету по основным параметрам, определяющим его целевое назначение, на основе научного анализа боевого применения и эксплуатации самолетов предыдущего поколения. В результате компромисса между противоречивыми требованиями и создавался каждый новый самолет.

После создания, доводки и запуска в серийное производство конструктор продолжал непрерывно совершенствовать самолет по линии улучшения экономичности, увеличения грузоподъемности или повышения боевой эффективности. Это происходило за счет улучшения аэродинамики, увеличения тяговооруженности и совершенствования конструкции до тех пор, пока не оказывались исчерпанными все возможности компоновки. Только после этого (иногда слишком поздно) конструктор приступал к созданию нового самолета на базе новой аэродинамической компоновки, подготовленной к тому времени авиационной наукой.

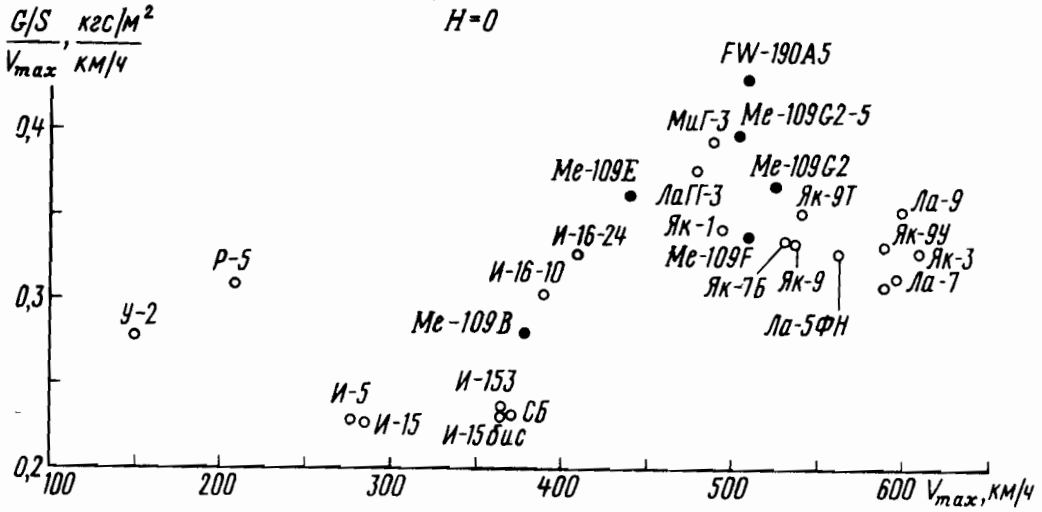


Рис. 27

Прогресс авиации требует проведения непрерывных поисковых экспериментальных, расчетных и теоретических исследований в области всех авиационных наук и научного сопровождения доводки и модификации опытных и серийных самолетов. Создание самолетов сегодня под силу только развитым странам, обладающим мощной специализированной расчетной и экспериментальной базой.

ЛИТЕРАТУРА

1. Яковлев А. С. 50 лет советского самолетостроения. — М.: Наука, 1968.
2. Пышнов В. С. Из истории летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1968.
3. Шавров В. Б. История конструкций самолетов в СССР до 1930 г. Изд. 3-е, исправленное. — М.: Машиностроение, 1985.
4. Щербаков К. С. Аэродинамические исследования шасси самолетов и изолированных колес // Труды ЦАГИ. 1935. Вып. 196.
5. Остославский И. В. Роль винта в проблеме повышения скорости самолета // Труды ЦАГИ. 1936. Вып. 291.
6. Красильщиков П. П. Исследования по разрезным крыльям с закрылком // Труды ЦАГИ. 1932. Вып. 105.
7. Лебедев Г. А. Высотные самолеты. — М.: Оборонгиз, 1939.
8. Халезов Д. В. Исследование работы винта с изменяемым в полете шагом // Труды ЦАГИ. 1934. Вып. 174.
9. Егоров Б. Н. Роль винта изменяемого шага в дальних полетах // ТВФ. 1938. № 6.
10. Розанов С. Винты регулируемого шага // Самолет. 1938. № 7.
11. Горощенко Б. Т. Увеличение скорости полета самолета // Самолет. 1938. № 9.
12. Шавров В. Б. История конструкций самолетов в СССР 1938 — 1950 гг. Изд. 2-е, исправленное. — М.: Машиностроение, 1988.
13. Макаров С. Я. Развитие гоночных самолетов // ТВФ. 1946. № 8 — 9.
14. Остославский И. В. Аэродинамическая оценка авиационных моторов // Труды ЦАГИ. 1943.

Глава 11 ЗАРОЖДЕНИЕ РЕАКТИВНОЙ АВИАЦИИ В СССР

Во время Великой Отечественной войны, в особенности в конце ее, широкое распространение получили новые виды вооружения, в основу которых было положено использование принципа реактивного движения: неуправляемые и управляемые ракетные снаряды, дистанционно-управляемые самолеты-снаряды, пилотируемые реактивные самолеты различного назначения. Их появление было обусловлено главным образом теми боевыми преимуществами, которыми они обладали по сравнению с предшествующими образцами военной техники. В частности, самолеты с реактивными двигателями развивали значительно большую скорость полета, чем обычные самолеты того времени, имевшие поршневой двигатель с воздушным винтом.

Хотя принцип реактивного движения и опыт его практического использования в виде пороховой ракеты известны с глубокой древности, а первый взлет самолета с реактивным двигателем состоялся еще в 1910 г., потребовались многие годы напряженного труда научно-исследовательских коллективов для внедрения реактивного двигателя в авиацию и достижения тех преимуществ, которые он обеспечивал. Это связано прежде всего с тем, что преимущества самолета с реактивным двигателем прямой реакции в то время наиболее полно могли проявиться при достижении больших скоростей полета, когда силовая установка с поршневым двигателем и воздушным винтом становилась неэффективной.

В Советском Союзе уже с начала 30-х годов развернулись работы практически по всем видам авиационных реактивных двигателей: жидкостным, твердотопливным и воздушно-реактивным (прямоточным, пульсирующим, мотокомпрессорным, турбокомпрессорным). Постепенное совершенствование этих двигателей наряду с общим прогрессом авиационной техники позволило Советскому Союзу несмотря на тяжелейшие условия войны иметь ко времени ее окончания научно-конструкторский задел и промышленную базу, на основе которых в послевоенные годы началось бурное развитие двух основных направлений реактивной техники в СССР: реактивной авиации и ракетно-космической техники.

В основе развития этих двух направлений лежали работы, связанные с созданием и последующим совершенствованием самолетов с жидкостными и воздушно-реактивными двигателями. Работы над этими самолетами велись в тесной взаимосвязи друг с другом. Однако для более четкого представления технических особенностей их развития и большей стройности изложения целесообразно рассматривать отдельно историю становления отечественных реактивных самолетов с жидкостными реактивными двигателями (ЖРД) и с воздушно-реактивными двигателями (ВРД).

САМОЛЕТЫ С ЖРД

Создание ЖРД (реактивная тяга которых создается реакцией истечения продуктов сгорания горючей смеси, состоящей из жидкого топлива и жидкого окислителя), предназначенных для установки на

пилотируемом летательном аппарате, в СССР началось практически одновременно в двух организациях: общественной организации Осоавиахима — Группе изучения реактивного движения (ГИРД) и в Газодинамической лаборатории (ГДЛ), находившейся в ведении Научно-исследовательского комитета при Реввоенсовете СССР.

Осенью 1931 г. в Московском отделении ГИРД по инициативе С. П. Королева было принято решение о начале работ над ракетопланом, т. е. над самолетом, полет которого обеспечивает ЖРД. Предусматривалось два основных направления работ:

создание ракетоплана РП-1 с двигателем ОР-2 и с вытеснительной подачей компонентов топлива в двигатель;

создание ракетоплана РП-2 с двигателем РД-А (03) и с насосной подачей компонентов топлива в двигатель.

Такой подход определялся стремлением не только показать принципиальную возможность создания реактивных самолетов, но и разработать силовую установку с ЖРД, обеспечивающую реактивному самолету достаточно высокую полезную нагрузку, большую продолжительность полета, простоту в эксплуатации, а в конечном итоге воз-

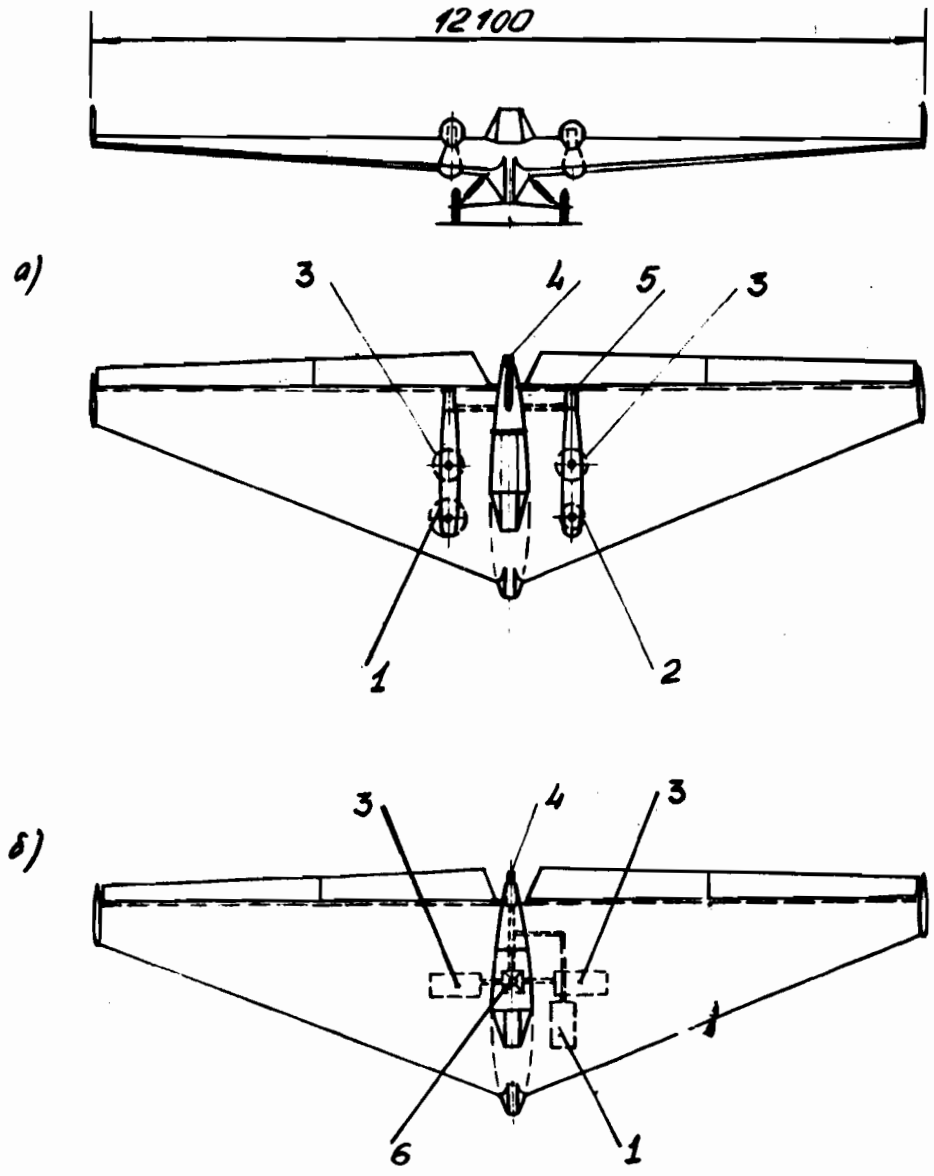


Рис. 1. Ракетопланы РП-1 (*а*) и РП-2 (*б*):
1 — бензиновый бак; *2* — бак со сжатым азотом; *3* — бак с окислителем (кислородом); *4* — жидкостный реактивный двигатель; *5* — испарители жидкого кислорода; *6* — насос

можность практического использования реактивного самолета, например, для изучения стратосферы (зоны атмосферы в диапазоне высот от 11 до 40 км), освоению которой в то время придавалось большое значение.

Работу по ракетоплану РП-1 в ГИРД возглавлял С. П. Королев, а по РП-2 — М. К. Тихонравов (рис. 1).

Для ракетоплана РП-1 двигатель ОР-2, который разрабатывал Ф. А. Цандер, создавался не как изолированный агрегат, а как составная часть конкретного самолета, т.е. осуществлялся комплексный подход к решению проблемы установки ЖРД. Двигатель ОР-2 должен был иметь тягу 50 кгс и время работы 30 с. В качестве горючего он использовал авиационный бензин, а окислителя — жидкий кислород, которые заправлялись в герметические баки грушевидной формы. Компоненты топлива из баков подавались в камеру сгорания двигателя по вытеснительной схеме — давлением сжатого азота. Такая система подачи топлива, хотя и была наиболее простой и легко осуществимой, получалась относительно тяжелой из-за необходимости рассчитывать баки, трубопроводы, арматуру и соединения на довольно высокое избыточное давление (6 — 8 атм). Требовалась также тщательная сборка и пригонка всех частей системы в производстве и поддержание ее герметичности в эксплуатации.

На ракетоплане РП-2 (см. рис. 1) предполагалось установить двигатель РД-А с тягой 80 — 85 кгс. Применение насосной подачи топлива позволяло баки с окислителем и горючим выполнять негерметичными, плоской формы. Они рассчитывались только на то, чтобы выдерживать давление массы заключенной в них жидкости. Это позволяло выполнить баки тонкостенными и легкими. Под повышенным давлением находились только сам насос и проводка, соединявшая его с камерой сгорания двигателя. Насосная система подачи топлива была более безопасной и простой в эксплуатации, так как компоненты топлива не имели избыточного давления и продукты их испарения могли быть отведены непосредственно в атмосферу.

Необходимость сокращения длины герметичных трубопроводов в вытеснительной системе подачи топлива на ракетоплане РП-1 и проводки от насоса до двигателя на РП-2 определила выбор общей аэродинамической схемы этих самолетов. Наиболее полно предъявляемым требованиям отвечала схема бесхвостого самолета «летающее крыло», в соответствии с ней был выполнен планер БИЧ-11, на котором предполагалось установить ЖРД. Схема «летающее крыло» позволяла всю силовую установку разместить очень компактно вблизи центра тяжести самолета при минимальной длине всех находящихся под давлением трубопроводов (см. рис. 1).

На ракетоплане РП-1 баки с горючим, окислителем и сжатым азотом размещались в толстой корневой части крыла в специальных дюралюминиевых отсеках по обеим сторонам небольшого фюзеляжа и могли быть сброшены в полете. Выступавшие за верхний контур крыла горловины баков, а также испарители жидкого кислорода закрывались легкосъемными обтекателями. В конце короткого фюзеляжа предполагалось установить двигатель ОР-2. Аналогично выполнялась и компоновка силовой установки на ракетоплане РП-2.

Управление силовой установкой сосредоточивалось в кабине летчика на специальном щитке. Щиток ракетоплана РП-1 имел арматуру для создания нужного давления в баках с окислителем и горючим, краны открытия клапанов баков, жиклеры регулирования подачи смеси, включения зажигания. Предполагалось регулировать тягу двигателя в полете посредством подачи различного количества горючей смеси жиклерами, а также изменением давления подачи. Работа силовой установки дол-

жна была контролироваться манометрами в каждом из баков и в камере сгорания, а также термометрами.

Планер БИЧ-11 был построен сравнительно быстро. На нем смонтировали практически все агрегаты силовой установки ракетоплана РП-1, за исключением двигателя ОР-2.

Зимой 1932 г. планер был испытан С. П. Королевым в полете без двигателя, а затем с маломощным поршневым двигателем. Машина оказалась довольно сложной в управлении, и в связи с этим С. П. Королев спроектировал новый планер, аэродинамическая схема которого обеспечивала получение нормальных характеристик устойчивости и управляемости и одновременно обладала всеми теми компоновочными достоинствами для размещения силовой установки с ЖРД, которые имела схема «летающее крыло». Такой планер, названный СК-6, был построен и испытан в конце лета 1933 г. Он выполнялся по схеме двухместного двухбалочного среднеплана смешанной конструкции с деревянным крылом и с короткой и широкой центральной гондолой с кабиной летчика и пассажира, выполненной из магниевого сплава «электрон». Фюзеляжные балки на этом планере заканчивались вертикальными килями, поверх которых устанавливался стабилизатор [1]. Размеры гондолы обеспечивали размещение в ней силовой установки с ЖРД.

Проблема создания ЖРД для этих планеров оказалась значительно сложнее. Стендовые испытания двигателей выявили ненадежность их работы. Требовалось решить проблемы обеспечения устойчивого горения топливной смеси в камере сгорания, надежного охлаждения двигателя, определить возникающие нагрузки, решить много трудных еще не совсем ясных для того времени вопросов. Затянулось и изготовление топливного насоса для двигателя РД-А. В связи с этим работы по ракетопланам РП-1 и РП-2 были прекращены и основные усилия направлены на создание более совершенных и надежных ЖРД.

Создатели ракетопланов РП-1 и РП-2 не ставили целью получить выдающиеся летно-технические данные, им было необходимо подтверждение возможности полета самолета с ЖРД. При полном весе 470 кгс максимальная расчетная скорость этих реактивных самолетов не должна была превышать 140 км/ч, продолжительность полета предполагалась равной соответственно 7 и 12 мин. С. П. Королев подчеркивал, что при тяге 50 кгс для взлета ракетоплану потребуется продолжительный разбег, набор высоты будет происходить очень медленно и до потолка всего 810 м. Немногим лучше, считал С. П. Королев, будет обстоять дело и при форсировании работы реактивного двигателя до тяги 100 кгс [2].

Главным результатом работ над ракетопланами РП-1 и РП-2 стала разработка в Советском Союзе впервые в мире конструкции двух типов авиационных силовых установок с ЖРД: с вытеснительной и насосной системами подачи топлива. Основные принципиальные особенности этих силовых установок практически в неизменном виде применялись на всех последующих типах самолетов с ЖРД.

Одновременно с ГИРД работы по ЖРД для авиации развернулись и в ГДЛ в Ленинграде. В 1932 г. под руководством В. П. Глушко по заданию ВВС была начата разработка экспериментальной установки ЖРД на истребителе И-4 с винтомоторной группой с целью улучшения основных летно-технических данных истребителя, прежде всего увеличения его скорости и скороподъемности в воздушном бою. Два ЖРД-ускорителя типа ОРМ-52 (опытный ракетный мотор 52), по одному с каждой стороны фюзеляжа, предполагалось установить на нижнем крыле истребителя И-4. Двигатель ОРМ-52 с турбонасосной системой подачи компонентов топлива из азотной кислоты и керосина рассчи-

тывался на тягу 300 кгс. Запаса топлива и окислителя на самолете должно было хватить для работы двух ОРМ-52 в течение 60 с. Официальные стендовые испытания ОРМ-52 состоялись в 1933 г., однако большая загрузка коллектива В. П. Глушко другими важными темами (ракетами серии РЛА, морской торпедой) не позволила завершить работы по установке этого двигателя на самолет.

Таким образом, уже в начале 30-х годов в СССР сформировались два основных направления работ по авиационному использованию ЖРД: в качестве основной силовой установки (РП-1 и РП-2) и в качестве вспомогательного двигателя-ускорителя для применения на самолетах с винтомоторной силовой установкой (И-4 с ОРМ-52). Оба эти направления развивались в СССР в течение довольно продолжительного времени.

Осенью 1933 г. принимается важное решение об организации на базе ГДЛ и ГИРД Реактивного научно-исследовательского института (РНИИ). Объединение ведущих специалистов, исследовательских и опытно-конструкторских работ по различным направлениям реактивной техники в едином научно-исследовательском центре позволило в короткие сроки решить многие сложные проблемы практической реализации возможностей реактивной техники, в том числе и авиационного использования ЖРД.

После организации РНИИ в его план не были включены работы по ракетопланам и авиационным силовым установкам с ЖРД. Эти работы в 1934 — 1935 гг. С. П. Королев проводил в порядке личной инициативы в обстановке широкого общественного интереса к проблеме изучения и использования стратосферы, к перспективам, открывающимся перед авиацией при обеспечении возможности выполнения регулярных полетов в стратосфере. В газетах и журналах того времени, которые активно поддерживали проводившуюся с 1932 г. всесоюзную кампанию «На штурм стратосферы», подчеркивалось большое значение освоения стратосферы для создания скоростного воздушного транспорта и изучения распространения радиоволн для развития различных отраслей науки — метеорологии, геофизики, астрономии.

В 1934 г. Академия наук СССР созвала в Ленинграде Всесоюзную конференцию по изучению стратосферы, на которой предполагалось обобщить знания о верхних слоях атмосферы и наметить пути дальнейшего изучения и практического освоения стратосферы. В технической секции конференции были заслушаны доклады о различных методах освоения стратосферы, в том числе о создании стратосферных самолетов-стратопланов и двигателей для них. С докладом «Полет реактивных аппаратов в стратосфере» выступил делегат от отдела военных изобретений РККА С. П. Королев. В своем докладе он рассмотрел возможные пути создания стратосферных самолетов и подчеркнул, что наиболее реальным техническим средством для полета в стратосфере на высотах 20 — 30 км является самолет с ЖРД, наиболее в то время изученным и конструктивно освоенным. Для создания такого самолета, считал С. П. Королев, необходимо решить ряд проблем. К первоочередным проблемам он относил задачу уменьшения расхода топлива и повышения КПД ЖРД, создания высокопрочных и жаростойких сплавов для камер сгорания двигателя, высокопроизводительных насосов системы подачи компонентов топлива, а также разработки герметической кабины для экипажа, принципиально новых приборов для управления самолетом и научных наблюдений, обеспечения устойчивости и управляемости самолета. Все эти задачи, по мнению С. П. Королева, могли быть решены хорошо скоординированной и целенаправленной работой специалистов-ракетчиков и работников других отраслей науки и техники [3].

Сформулированная на конференции С. П. Королевым в общих чертах программа создания экспериментального высотного самолета с ЖРД была затем развита и конкретизирована в его работах, опубликованных в 1935 г. [2, 4]. Считая, что успехи в создании ЖРД и другие технические достижения делают практически осуществимой разработку высотного самолета-ракетоплана, С. П. Королев в конце 1935 г. добился включения работ по созданию ракетоплана в план РНИИ. В феврале 1936 г. руководство РНИИ утвердило разработанные С. П. Королевым и Е. С. Щетинковым основные тактико-технические требования к экспериментальному ракетоплану, которые предусматривали достижение весьма высоких для того времени летно-технических данных: высоты полета до 25 км, средней скорости горизонтального полета на высоте 7 — 9 км до 800 — 900 км/ч, продолжительности горизонтального полета с работающими двигателями до 6,5 мин [5]. Экипаж самолета, получившего в плане работ РНИИ обозначение «Объект 218», а затем РП-218 (*1* на рис. 2), должен был состоять из двух человек — летчика и экспериментатора.

Реальность достижения заявлясмых данных обеспечивалась применением в проекте ракетоплана РП-218 конструктивных решений, практическая осуществимость которых уже не вызывала сомнений и которые уже тогда находились в стадии конструктивной разработки или в стадии испытаний и доводки. К ним относились, прежде всего, двигатели самолета. На РП-218 предполагалось применить «связку» из трех опытных двигателей ОРД-300-2 (ОРМ-70) с тягой каждого двигателя, работающего на азотно-кислотно-керосиновом топливе, 300 кгс. Двигатели создавались под руководством В. П. Глушко, коллектив которого еще в 1933 г. создал двигатель ОРМ-52 с такой же тягой. Один из образцов ОРМ-52 прошел в 1935 г. стендовые испытания, развил тягу 300 — 320 кгс и сохранил полную работоспособность после 29 пусков с суммарной наработкой около 8 мин [6].

Относительно новым решением, заложенным в конструкцию РП-218, была и герметическая кабина, обеспечивавшая нормальную жизнедеятельность экипажа на большой высоте. Однако уже имелся опыт постройки и эксплуатации таких кабин для стратостатов; под руководством В. А. Чижевского и А. Я. Щербакова решалась задача создания авиационных герметических кабин регенеративно-инжекторного типа для высотного самолета БОК-1 и стратосферного планера СП, велись работы над высотными скафандрами.

Сложной задачей являлась и проблема достижения ракетопланом заданной высоты полета. Предусматривались два варианта старта РП-218: самостоятельный взлет ракетоплана с земли и старт его в воздухе после подъема на высоту с помощью самолета-носителя или путем буксировки.

При старте с земли на ракетоплане могла быть достигнута высота 13 — 16 км. Для облегчения взлета с земли предполагалось применить пороховой ракетный ускоритель взлета с тягой 150 кгс, работы по созданию которого велись под руководством В. И. Дудакова с 1930 г. сначала в ГДЛ, а затем в РНИИ. Еще в 1931 г. в СССР было произведено около 100 взлетов легкого учебного самолета У-1 с пороховыми ракетными ускорителями, а в 1933 г. государственные испытания прошел бомбардировщик ТБ-1 с шестью пороховыми ускорителями, работа которых позволила уменьшить длину разбега при взлете самолета массой 7 т с 330 до 80 м, т.е. разбег самолета сократился почти в четыре раза [7]. Опыт эксплуатации пороховых ускорителей на самолетах был

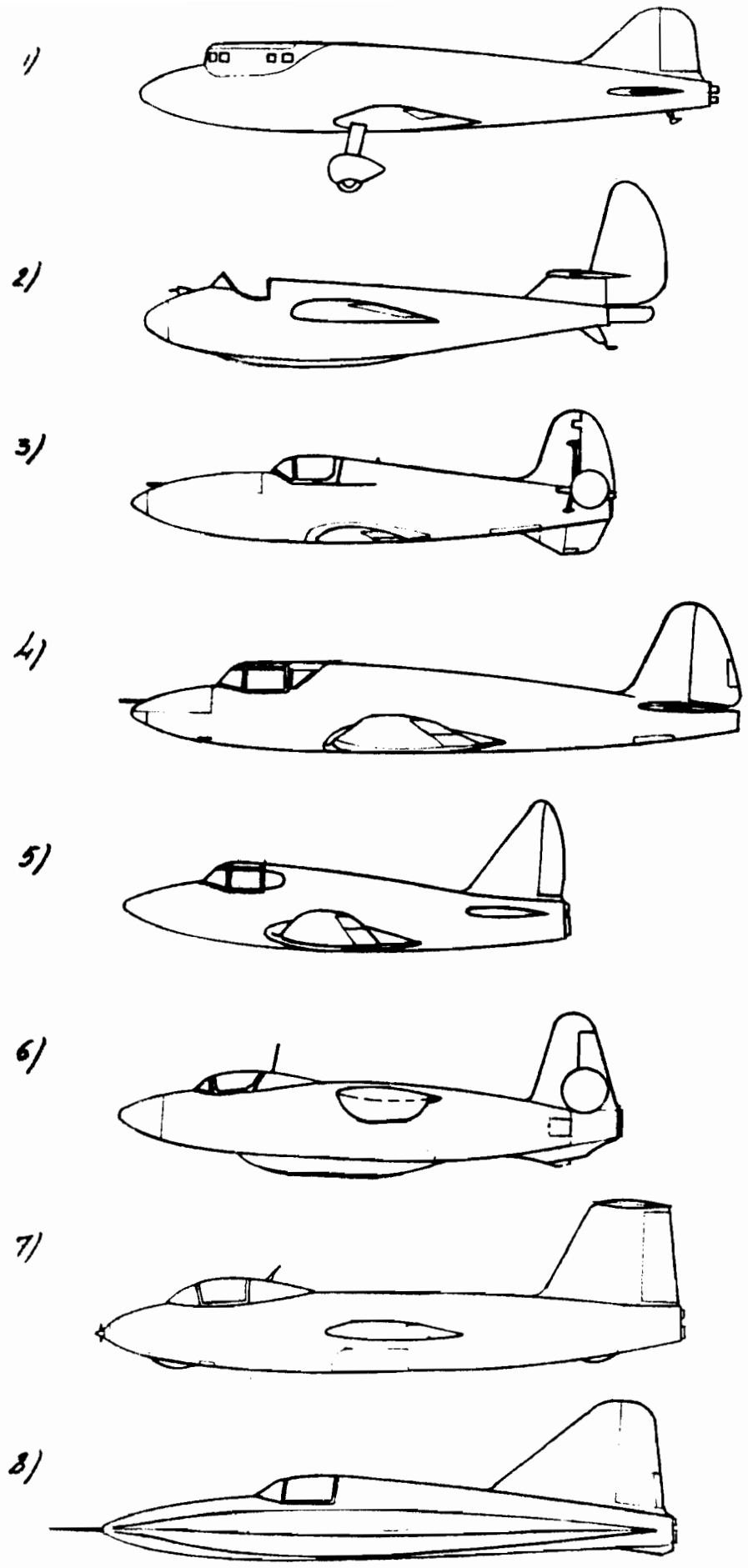


Рис. 2. Самолеты с ЖРД:
1 — проект самолета РП-218 для исследования больших скоростей и высот (1936 г.); *2* — ракетоплан РП-318 (1940 г.); *3* — истребитель-перехватчик «БИ» (1942 г.); *4* — истребитель-перехватчик «302» (1943 г.); *5* — проект истребителя-перехватчика «Малютка» (1944 г.); *6* — экспериментальный самолет «4302» (1947 г.); *7* — истребитель-перехватчик И-270 («Ж») (1947 г.); *8* — проект сверхзвукового самолета РМ-1 (1945 г.).

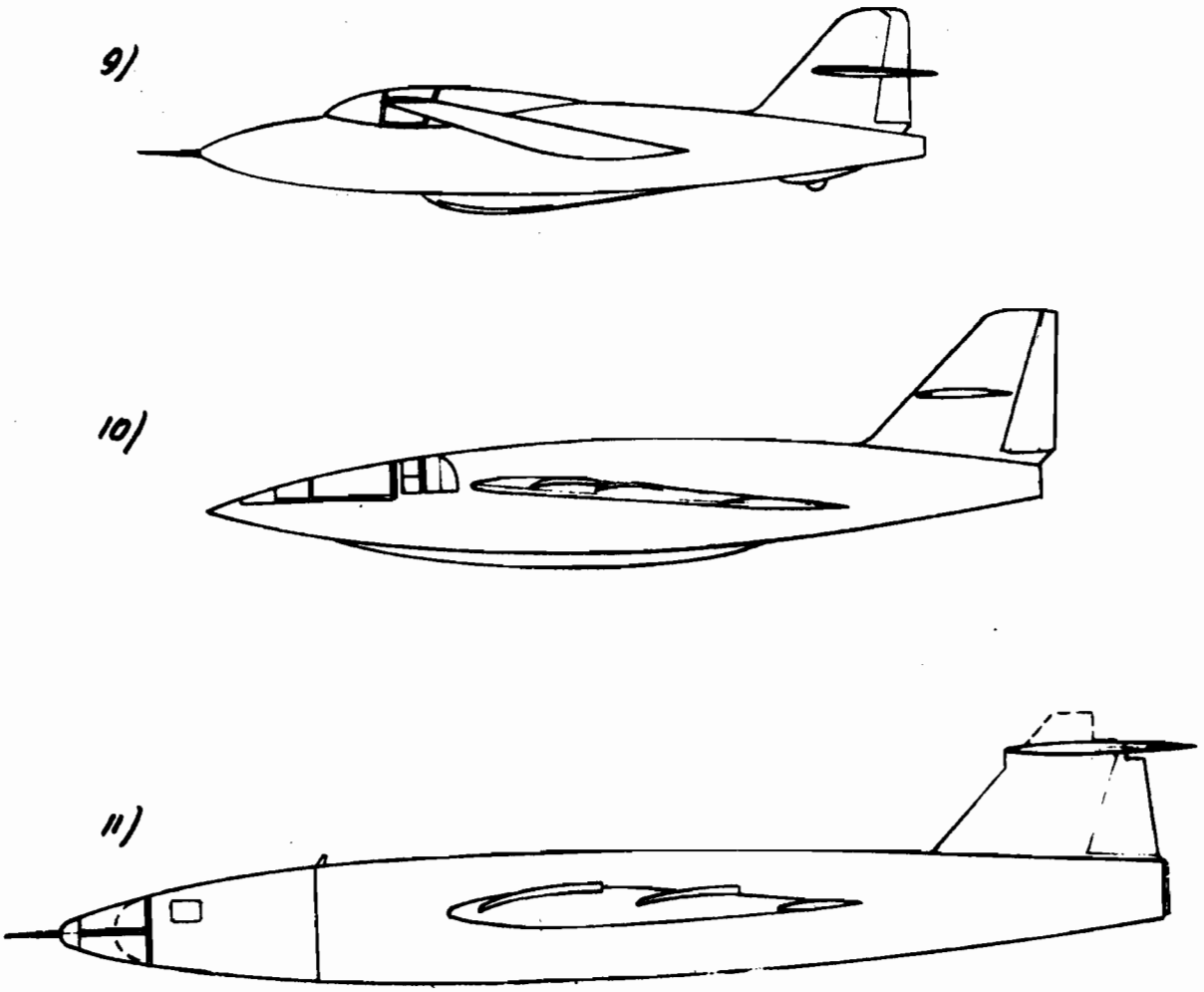


Рис. 2. Самолеты с ЖРД:
9 — экспериментальный самолет «летающая лаборатория» ЛЛ-2 (1947 г.); *10* — экспериментальный самолет «5» (1947 г); *11* — экспериментальный самолет «летающая лаборатория» «346» (1948 — 1951 гг.)

значительно дополнен их использованием при запусках крылатых ракет в РНИИ в 1935 — 1936 гг.

Старт в воздухе на высоте 8 — 10 км обеспечивал ракетоплану набор высоты 25 км. На высоту старта РП-218, стартовая масса которого первоначально оценивалась в 1600 кг, мог доставить тяжелый бомбардировщик ТБ-3 с четырьмя высотными моторами АМ-34ФРНВ. На одном из таких самолетов экипаж А. Б. Юмашева 28 октября 1936 г. установил мировой рекорд, подняв контрольный груз 5000 кг на высоту 8980 м. Ряд проблем старта в воздухе самолетов с поршневыми двигателями уже был решен в СССР работами В. С. Вахмистрова при испытаниях составных самолетов «Звено», однако для успешного использования такого метода старта ракетным самолетом еще требовалось решить вопросы, связанные с транспортировкой самолетом-носителем заправленного взрывоопасными компонентами горючего и окислителя ракетоплана, с обеспечением устойчивого движения ракетоплана после сброса с носителя, запуска двигателя в воздухе после сброса.

Прорабатывался и другой вариант доставки РП-218 на требуемую высоту старта — воздушная буксировка ракетоплана за самолетом. Таким способом могла быть достигнута высота 4 — 5 км. Применение специальных средств, например метода «воздушной цепочки», позволяло забуксировать ракетоплан на высоту 8 — 10 км. Метод «воздушной цепочки», предложенный в 1935 г. А. Я. Щербаковым, предусматривал значительное превышение буксируемого планера над самолетом-букси-

ровщиком путем увеличения длины буксировочной связи и введения между самолетом-буксировщиком и основным планером одного или нескольких промежуточных планеров. Метод был проверен 12 июня 1936 г. полетом «воздушной цепочки» из самолета Р-зет, промежуточного планера Г-12 и основного планера Г-9. В этом полете летчик В. П. Федоров на планере Г-9 достиг высоты 12 105 м, имея превышение над самолетом-буксировщиком 4000 м. Воздушная буксировка обеспечивала более простой и безопасный старт ракетоплана на расчетной высоте после его отцепления от буксировочного троса.

Многие конструктивные решения, примененные в проекте ракетоплана РП-218, находились в стадии испытаний и доводки. Однако их еще не применяли комплексно в конструкции одного самолета. Кроме них было много других еще не решенных вопросов, например, связанных с аэродинамикой самолета, его устойчивостью и управляемостью. Полное отсутствие опыта проектирования и создания таких самолетов требовало выполнения обширной программы значительных по объему и продолжительных по времени теоретических, опытно-конструкторских и экспериментальных исследований. Стержнем такой программы научно-исследовательских работ по применению ракетного двигателя для полетов на больших высотах, включенной в 1935 г. в план работ РНИИ, и стал проект ракетоплана РП-218.

Одним из главных направлений экспериментальных исследований С. П. Королев считал отработку силовой установки самолета, проверку и отладку работы двигателя, систем его питания и управления на наземных стендах, а также в полете. Для летных исследований С. П. Королев разработал и в ноябре 1936 г. защитил на техническом совете РНИИ проект экспериментального ракетного планера РП-218-1 (позднее получившего обозначение РП-318-1) с двигателем ОРМ-65 В. П. Глушко на основе конструкции своего спортивного двухместного планера СК-9, созданного в 1935 г.

Планер СК-9 предназначался для дальних полетов на буксире за самолетом и по сравнению с обычными спортивными и тренировочными планерами того времени имел более высокую нагрузку на крыло и увеличенный запас прочности. Конструктивной особенностью СК-9 было наличие трех багажных отсеков, расположенных между лонжеронами крыла непосредственно у центра тяжести планера: одного в фюзеляже за кабиной пассажира и двух в центроплане у бортов фюзеляжа. Эти особенности делали СК-9 наиболее пригодным для переоборудования в летающую лабораторию по отладке и летным испытаниям ЖРД. Двигатель ОРМ-65, который должен был иметь регулируемую в полете тягу от 50 до 175 кгс, устанавливался на консольной раме, крепившейся к силовому шпангоуту, замыкавшему хвостовую часть фюзеляжа планера. Для защиты руля направления от выхлопной струи двигатель закрывался сверху металлическим козырьком, а нижняя часть руля направления обшивалась листом из нержавеющей стали. Три топливных бака емкостью по 20 л для питания двигателя располагались последовательно друг за другом в фюзеляже. В отсеке задней кабины для пассажира устанавливался бак с горючим (керосином), а в фюзеляжном багажном отсеке размещались два бака с окислителем (азотной кислотой). На случай негерметичности баков с окислителем они устанавливались в специальных дюралюминиевых ваннах, имевших слив за борт. Общий запас топлива на борту ракетного планера, равный 75 кг, обеспечивал непрерывную работу двигателя в течение 100 с. Компоненты топлива подавались в камеру сгорания двигателя по вытеснительной схеме — давлением сжатого воздуха из четырех баллонов емкостью по 5 л, расположенных в крыльевых багажных отсеках планера, по два баллона с каждой стороны фюзеляжа.

Силовая установка ракетоплана РП-318-1 была полностью изготовлена, собрана и подготовлена к испытаниям к 1 сентября 1937 г. 16 декабря того же года состоялось первое наземное испытание работы двигателя на РП-318-1. В период до 11 января 1938 г. было произведено 20 наземных пусков двигателя ОРМ-65, а 11 марта того же года двигатель проработал на РП-318-1 непрерывно 230 с. Во всех испытаниях двигатель запускался сразу и плавно, работал устойчиво и легко останавливался. Испытатели отмечали, что материальная часть как самого планера РП-318-1, так и двигателя ОРМ-65 в течение всех наземных испытаний вела себя безукоризненно, не наблюдалось никаких неполадок или отказов. Установленная система управления и запуска двигателя оказалась достаточно удобной в работе при управлении из кабины летчика. После дополнительных 7 — 10 наземных пусков двигателя предполагалось провести летные испытания РП-318-1 летом 1938 г. в соответствии с программой испытаний, составленной С. П. Королевым [8].

Однако из-за организационных перемещений в структуре РНИИ испытания РП-318-1 были приостановлены, а затем эту тему передали из РНИИ в отдел специальных конструкций (ОСК) на заводе № 1 имени Авиахима, где под руководством А. Я. Щербакова сосредоточились работы по освоению высотных полетов. Коллектив ОСК разрабатывал методику и технику буксировочных полетов, вел работу по созданию высотных планеров, авиационных герметических кабин, прямоточных воздушно-реактивных двигателей, пригодных для установки на самолет. В этом коллективе в 1939 г. и возобновились работы над РП-318-1. Было принято решение установить на ракетоплан новый двигатель РДА-1-150 с тягой 140 кгс, разработанный Л. С. Душкиным и А. В. Палло на базе двигателя ОРМ-65.

В сентябре 1939 г. завершились комплексные наземные испытания двигателя РДА-1-150 на ракетоплане совместно с системой подачи топлива и с системой управления двигателем. В результате многочисленных наземных испытаний удалось отработать запуск и выключение ЖРД из кабины ракетоплана, достигнуть надежной работы двигателя и получить опыт его эксплуатации, позволявший начать летные испытания РП-318-1 (*2* на рис. 2).

Первый полет ракетоплана РП-318-1 («объект 601») с работающим ЖРД состоялся 28 февраля 1940 г. под управлением летчика-испытателя В. П. Федорова. Взлет выполнялся с помощью самолета-буксировщика Р-5, который пилотировал летчик Н. Д. Фиксон. В задней кабине Р-5 находились начальник ОСК А. Я. Щербаков и ведущий инженер по испытаниям А. В. Палло. На высоте 2800 м В. П. Федоров отцепился от буксировщика Р-5, на скорости 80 км/ч спланировал до высоты 2600 м и, выждав приближение самолета-буксировщика Р-5, наблюдавшего за ним, включил ЖРД. В донесении о полете В. П. Федоров отмечал, что примерно на пятой-шестой секунде после включения ЖРД скорость планера возросла с 80 до 140 км/ч. Установив режим полета с набором высоты, летчик держал его до конца работы двигателя. За это время была набрана высота в 300 м. На всем протяжении работы двигателя В. П. Федоров не ощутил ни вибраций, ни нарушения характеристик управляемости РП-318-1. По его оценке, машина вела себя нормально. При выполнении первого полета РП-318-1 давление в камере сгорания ЖРД было ограничено 12 кгс/см^2 (вместо нормальных 18), что соответствовало тяге двигателя 90 кгс. Полет с работающим двигателем продолжался 110 с. В марте 1940 г. В. П. Федоров совершил еще два успешных полета на РП-318-1.

Полеты РП-318-1, а также достигнутые положительные результаты

работ по созданию воздушно-реактивных двигателей определили развертывание в Советском Союзе работ по созданию и постройке опытных самолетов с реактивными двигателями различных типов.

Весной 1940 г. в ЦАГИ состоялось совещание, на котором главные конструкторы самолетов были проинформированы о новых перспективных силовых установках с реактивными двигателями различных типов, в основном с ЖРД и ПВРД. 12 июля 1940 г. Комитет Обороны при Совете Народных Комиссаров СССР принял постановление, определившее создание первых отечественных самолетов с реактивными двигателями. В постановлении, в частности, предусматривалось решение вопросов «о применении реактивных двигателей большой мощности для сверхскоростных стратосферных полетов...» [9].

В том же 1940 г. была признана необходимость создания истребителя-перехватчика с ЖРД. Идею создания такого истребителя впервые предложил С. П. Королев еще в 1938 г. в процессе работы над ракетопланом РП-218. Он предполагал, что ЖРД с его огромным удельным расходом топлива (4 — 6 кг топлива в секунду при тяге двигателя 1000 — 1500 кгс) может быть наиболее эффективно использован на истребителе-перехватчике противовоздушной обороны, взлетающем из положения дежурства на аэродроме при визуальном обнаружении самолета противника в районе охраняемого объекта. Малый вес и большая тяга ЖРД обеспечивали максимальную скорость горизонтального полета ракетного перехватчика 800 — 850 км/ч. Но самое главное, такой перехватчик имел бы громадную по тому времени скороподъемность, почти в 10 раз превышавшую скороподъемность лучших истребителей с поршневыми двигателями. Благодаря большой скорости и скороподъемности ракетный перехватчик на активном этапе полета с работающим ЖРД мог бы быстро настигнуть самолет противника, с ходу атаковать его и сбить мощным пушечным огнем. После прекращения работы двигателя перехватчик должен был выйти из боя и выполнить посадку с неработающим двигателем как планер, что не должно было представить трудности, учитывая значительное уменьшение массы самолета после выработки топлива и израсходования боезапаса. Основным недостатком такого самолета С. П. Королев считал малую продолжительность полета. Военные специалисты положительно оценили предложение С. П. Королева и в своем заключении подчеркивали, что небольшая продолжительность полета допускает практическое использование таких самолетов [8].

Сложная внешнеполитическая обстановка того времени (события на Халхин-Голе, советско-финский военный конфликт, агрессия фашистской Германии против ряда европейских стран) и определила в 1940 г. начало работ над таким самолетом в СССР.

Для разработки проекта реактивного истребителя-перехватчика в РНИИ была организована группа М. К. Тихонравова, которая после изучения ряда компоновочных схем истребителя предложила проект самолета «302» со смешанной силовой установкой — из ЖРД Л. С. Душкина в хвостовой части фюзеляжа и двух ПВРД В. С. Зуева под крылом. Такое решение должно было практически полностью сохранить основные преимущества ракетного перехватчика — большие скороподъемность и скорость полета, а также решить проблему увеличения времени полета благодаря применению ПВРД, удельный расход топлива которых (0,2 — 0,4 кг в секунду при скорости полета 750 — 800 км/ч) был значительно меньшим, чем у ЖРД. Разгоняясь с помощью ЖРД и выполняя затем крейсерский полет с ПВРД, такой истребитель-перехватчик мог бы атаковать не одну, а несколько воздушных целей в зоне охраняемого объекта. К началу войны группа М. К. Тихонравова

выполнила основные расчетно-теоретические и увязочно-компоновочные работы по самолету «302».

Информация о характеристиках ЖРД Л. С. Душкина с тягой 1400 — 1500 кгс была направлена в ЦАГИ и некоторые самолетостроительные конструкторские бюро. С весны 1941 г. в ОКБ главного конструктора В. Ф. Болховитинова над проектом истребителя-перехватчика с двигателем Л. С. Душкина в инициативном порядке начали работать А. Я. Березняк и А. М. Исаев. Концепция их ракетного перехватчика практически полностью соответствовала предложению С. П. Королева, выдвинутому в 1938 г.

Самолет А. Я. Березняка и А. М. Исаева первоначально проектировался под двигатель с тягой 1400 кгс и с турбонасосной подачей топлива в камеру сгорания, но затем с целью сокращения времени создания самолета более сложная и нуждавшаяся в доводке турбонасосная подача топлива была заменена более простой и доведенной вытеснительной подачей с использованием сжатого до 145 — 148 атм воздуха из бортовых баллонов емкостью 115 л. Этот вариант самолета с двигателем Д-1А стал основным и получил обозначение «БИ»; он выполнялся по обычной в то время схеме одноместного свободнонесущего низкоплана в основном деревянной конструкции (*3* на рис. 2).

Трапециевидное неразъемное прямое крыло самолета «БИ» имело конструкцию кессонного типа. Кессон состоял из десяти отдельных лонжеронов, склеенных между собой через накладки, идущие по всему размаху крыла — по верхнему и нижнему теоретическому контуру. Для уменьшения посадочной скорости на задней кромке крыла на участке между бортом фюзеляжа и небольшим элероном устанавливались посадочные щитки Шренка с углом отклонения 50°. Хвостовое оперение самолета — обычного типа, но с тремя особенностями: расчалки между килем, стабилизатором и фюзеляжем; круглые вертикальные шайбы на концах стабилизатора, подфюзеляжный киль, в который убиралась хвостовая опора шасси самолета. Шайбы на концах стабилизатора были установлены уже после постройки опытного самолета в процессе аэродинамических и летных испытаний по предложению И. Ф. Флорова. Элероны, рули и закрылки имели металлический каркас, обшитый полотном (рис. 3).

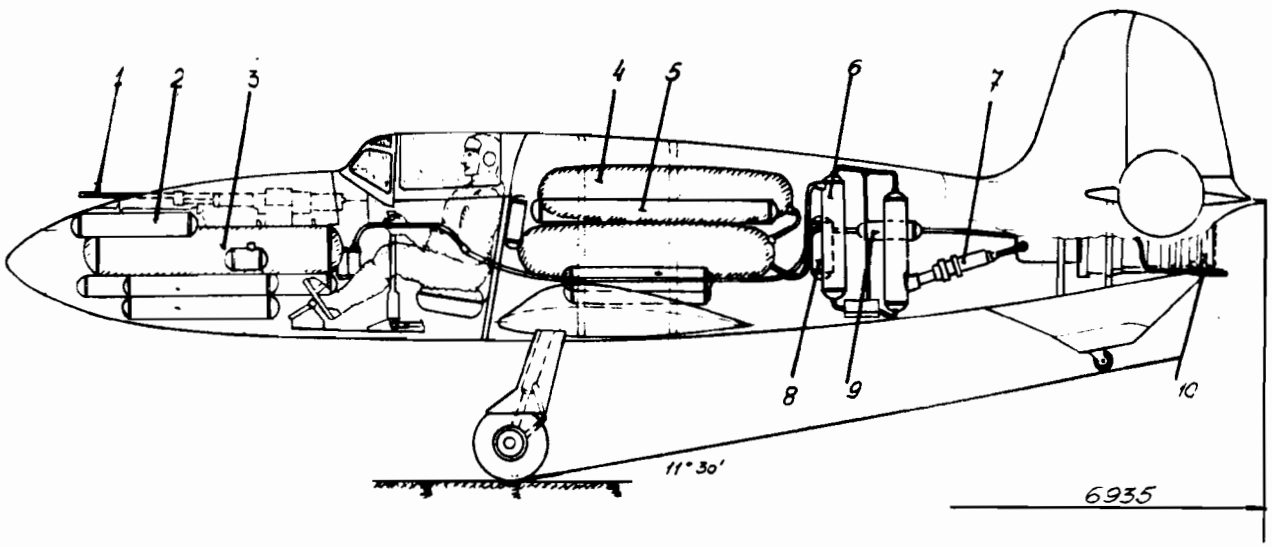


Рис. 3. Компоновка самолета БИ:
1 — две пушки ШВАК; *2* — пять воздушных баллонов керосиновой системы; *3* — два керосиновых баллона; *4* — три кислотных баллона; *5* — пять воздушных баллонов кислотной системы; *6* — сепаратор кислотной системы; *7* — фильтр кислотной системы; *8* — сепаратор керосиновой системы; *9* — фильтр керосиновой системы; *10* — двигатель

Фюзеляж самолета «БИ» — деревянный полумонокок. Кабина летчика имела бронезащиту из передней бронеплиты и бронеспинки толщиной 5,5 мм. Перед кабиной летчика в верхней части фюзеляжа на деревянном лафете устанавливались две пушки ШВАК калибра 20 мм с боезапасом по 45 снарядов. Внутри нижней передней части фюзеляжа располагались два воздушных и два керосиновых баллона. За кабиной летчика размещались баллоны с азотной кислотой и воздухом.

ЖРД Д-1А-1100 устанавливался в хвостовой части фюзеляжа. Топливо — тракторный керосин, а в качестве окислителя применялась концентрированная 96 — 98%-ная азотная кислота, которые подавались в двигатель под давлением воздуха из бортовых баллонов (на 1 кг керосина приходилось 4,2 кг окислителя). Двигатель расходовал 6 кг керосина и кислоты в секунду. Общий запас топлива на борту самолета, равный 705 кг, обеспечивал работу двигателя в течение почти 2 мин. Расчетная взлетная масса самолета «БИ» составляла 1650 кг при массе пустого 805 кг.

22 июня 1941 г. главный конструктор В. Ф. Болховитинов направил в Наркомат авиационной промышленности официальную заявку на создание реактивного истребителя-перехватчика «БИ». Нарком авиационной промышленности А. И. Шахурин дал указание представить эскизный проект этого самолета, проект был разработан за месяц. 1 августа 1941 г. Государственный Комитет Обороны (ГКО) специальным постановлением обязал В. Ф. Болховитинова построить и испытать реактивный истребитель-перехватчик с летно-техническими данными, соответствующими эскизному проекту [9]. 15 сентября 1941 г. планер первого опытного самолета «БИ» был построен. Однако двигатель самолета еще не был готов, проводилась его стендовая доводка. По требованию заместителя наркома авиационной промышленности по опытному самолетостроению А. С. Яковлева, планер самолета «БИ» был подготовлен к исследованиям в натурной аэродинамической трубе ЦАГИ. Продувки «БИ» проводились под руководством Г. С. Бюшгенса и А. Л. Райха. Сразу после завершения аэродинамических исследований начались летные испытания самолета «БИ» в планерном варианте на буксире за самолетом Пе-2. Летчик Б. Н. Кудрин в 15 полетах снял все основные летные характеристики «БИ» на малых скоростях. Испытания подтвердили, что все аэродинамические данные самолета, характеристики устойчивости и управляемости соответствуют расчетным. Одновременно с испытаниями планера «БИ» доводился и двигатель (надежность системы его запуска).

Вся работа по созданию первого отечественного реактивного самолета проводилась в тяжелейших условиях начального периода войны, наступления фашистских войск на основных стратегических направлениях. В октябре 1941 г. конструкторское бюро В. Ф. Болховитинова и коллектив двигателистов были эвакуированы на Восток, что несколько задержало отладку двигателя. К весне 1942 г. основные трудности были преодолены, и двигатель установили на самолет. 27 апреля того же года состоялась первая проба работы двигателя на самолете, а с 30 апреля летчик начал запускать двигатель из кабины самолета. При включении двигатель практически сразу выходил на заранее отрегулированное значение максимальной тяги. На ней должны были выполняться разбег, набор высоты, полет, маневры. Если бы в полете с работающим двигателем возникла необходимость в ограничении скорости, то это можно было выполнить только путем перевода самолета в режим набора высоты. Для первого полета истребителя «БИ» (иногда обозначавшегося как БИ-1) была создана Государственная комиссия под председательством В. С. Пышнова. В комиссию вошли также В. Ф. Болховитинов, на-

чальник НИИ ВВС П. И. Федоров, ведущий инженер по самолету «БИ» от НИИ ВВС М. И. Таракановский, ведущий инженер по двигателю А. В. Палло. Ведущим летчиком был назначен летчик-испытатель НИИ ВВС Г. Я. Бахчиванджи.

Первый полет на истребителе «БИ» летчик Г. Я. Бахчиванджи выполнил 15 мая 1942 г. Взлетная масса самолета в первом полете была ограничена 1300 кг, а двигатель отрегулирован на тягу 800 кгс. Полет продолжался 3 мин 9 с. Самописцы зафиксировали максимальную высоту полета 840 м, скорость 400 км/ч, скороподъемность — 23 м/с. В послеполетном донесении летчик-испытатель отмечал, что полет на самолете «БИ» в сравнении с обычными типами самолетов исключительно приятен: перед летчиком нет винта и мотора, не слышно шума, выхлопные газы в кабину не попадают; летчик, сидя в передней части самолета, имеет полный обзор передней полусферы и значительно лучший, чем на обычном самолете, обзор задней полусферы; расположение приборов и рычагов управления удачное, видимость их хорошая, кабина не загромождена; по легкости управления самолет превосходит современные ему истребители.

По оценке Государственной комиссии, первый полет «БИ» доказал возможность полетов при новом принципе создания тяги и открыл новое направление в развитии авиации. Этот полет был первым в мире полетом истребителя-перехватчика с ЖРД, спроектированным для выполнения задач, присущих этому классу самолетов, и соответствующим образом вооруженным. За рубежом к маю 1942 г. летали только экспериментальные самолеты с ЖРД без вооружения (Хейнкель 176 и DFS 194 — прототип ракетного истребителя Мессершмитт 163В).



Г. Я. Бахчиванджи у самолета «БИ»

В связи с износом конструкции планера первого опытного самолета (главным образом от воздействия паров азотной кислоты) последующие летные испытания самолета «БИ» проводились на втором и третьем опытных самолетах, отличавшихся от первого только наличием лыжного шасси. Одновременно было принято решение начать постройку небольшой серии самолетов «БИ-ВС» для их войсковых испытаний. От опытных самолетов «БИ-ВС» отличались вооружением: в дополнение к двум пушкам под фюзеляжем по продольной оси самолета перед кабиной летчика устанавливалась бомбовая кассета, закрытая обтекателем. В кассете размещалось десять мелких бомб массой по 2,5 кг, обладавших большой взрывной силой. Предполагалось, что эти бомбы будут сбрасываться над бомбардировщиками, идущими в боевом строю, и поражать их ударной волной и осколками.

Второй полет опытного самолета «БИ» состоялся 10 января 1943 г. За короткий срок на нем были выполнены четыре полета: три летчиком Г. Я. Бахчиванджи и один летчиком-испытателем К. А. Груздевым. В этих полетах были зафиксированы наивысшие летные показатели самолета «БИ» — максимальная скорость до 675 км/ч, вертикальная скороподъемность 82 м/с, высота полета 4000 м, время полета 6 мин 22 с, продолжительность работы двигателя 84 с. Шестой и седьмой полеты выполнялись Г. Я. Бахчиванджи на третьем опытном самолете. Задание летчику на седьмой полет, состоявшийся 27 марта 1943 г, предусматривало доведение скорости горизонтального полета самолета до 750 — 800 км/ч по прибору на высоте 2000 м. По наблюдениям с земли, седьмой полет, вплоть до конца работы двигателя на 78-й секунде, протекал нормально. После окончания работы двигателя самолет, находившийся в горизонтальном полете, опустил нос, вошел в пикирование и под углом около 50° ударился о землю. Комиссия, расследовавшая обстоятельства катастрофы, в то время не смогла установить подлинные причины перехода в пикирование самолета «БИ». Но в своем заключении она отмечала, что еще не изучены явления, происходящие при скоростях полета порядка 800 — 1000 км/ч. По мнению комиссии, на этих скоростях могли появиться новые факторы, воздействующие на управляемость, устойчивость и нагрузки на органы управления, которые расходились с принятыми в то время представлениями, а следовательно, остались неучтенными.

В 1943 г. в эксплуатацию была пущена аэродинамическая труба больших скоростей Т-106 ЦАГИ. В ней сразу же начали проводить широкие исследования моделей самолетов и их элементов при больших дозвуковых скоростях. Была испытана и модель самолета «БИ» для выявления причин катастрофы. По результатам испытаний стало ясно, что «БИ» разбился из-за неучтенных при проектировании самолета особенностей обтекания прямого крыла и оперения на околозвуковых скоростях и возникающего при этом явления затягивания самолета в пикирование, преодолеть которое летчик не мог [10].

После гибели Г. Я. Бахчиванджи недостроенные 30 — 40 самолетов «БИ-ВС» были уничтожены, но работы по этой теме продолжались еще некоторое время. С целью изучения возможности увеличения продолжительности полета ракетного истребителя-перехватчика типа «БИ» в 1943 — 1944 гг. рассматривалась модификация этого самолета с прямоточными воздушно-реактивными двигателями на концах крыла. Она была исследована в аэродинамической трубе ЦАГИ, но дальнейшего развития не получила. В январе 1945 г. на самолете «БИ» с лыжным шасси и двигателем РД-1 А. М. Исаева, являвшимся развитием двигателя Д-1А-1100, летчик Б. Н. Кудрин выполнил два полета. В одном из этих полетов при взлетной массе самолета 1800 кг и скорости

587 км/ч вертикальная скорость «БИ» у земли составила 87 м/с. Однако затем работы над самолетом прекратили [11].

Для проведения различных испытаний было построено девять самолетов «БИ».

Создание «БИ» и его первый успешный полет определили, несмотря на тяжелое военное положение страны, расширение фронта работ в СССР по реактивной тематике. В 1942 г. академик С. А. Чаплыгин в своем письме наркому А. И. Шахурину предлагал создание самолета с реактивными двигателями сделать одной из основных задач ЦАГИ. Предложение было принято и для научного руководства работами, ведущимися в авиационной промышленности по созданию самолетов с ЖРД и ВРД, в том же 1942 г. в ЦАГИ был организован реактивный отдел [10]. Необходимость такого решения определялась тем, что в 1942 — 1943 гг. в Наркомате авиационной промышленности развернулись работы над несколькими проектами реактивных самолетов. Большинство из них не было осуществлено главным образом из-за условий военного времени, но работа над ними имела большое значение. В процессе проектирования разрабатывались методы расчета и компоновки реактивных самолетов, выявлялись и решались вопросы по силовой установке, аэродинамике, устойчивости и управляемости, прочности и аэроупругости проектируемых реактивных самолетов на больших скоростях, определялись программы научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. При проектировании реактивных самолетов формировались кадры специалистов и создавался научно-технический задел, на основе которого становилось возможным решение проблемы создания высокоскоростных реактивных самолетов.

Над оригинальными проектами истребителей-перехватчиков с ЖРД и ПВРД работал Р. Л. Бартини. Под его руководством в 1941 — 1942 гг. были спроектированы истребители-перехватчики Р и Р-114 со стреловидными крыльями, летно-тактические данные которых далеко опережали свое время. Расчетная скорость полета истребителя Р-114 с силовой установкой в виде «связки» из четырех ЖРД с тягой по 300 кгс оценивалась в 2400 км/ч [12]. Из-за применения ряда новых конструктивных решений (стреловидные крылья с отсосом пограничного слоя, силовая установка с газодинамическим слиянием несущих и тянущих свойств, инфракрасный локатор), требовавших обширных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, проекты Р. Л. Бартини в суровое военное время не могли быть реализованы. Но уже само появление таких проектов позволяло все большему кругу специалистов получить представление о перспективах, открывавшихся перед авиацией с внедрением реактивной техники, о возможных путях и методах их практического достижения.

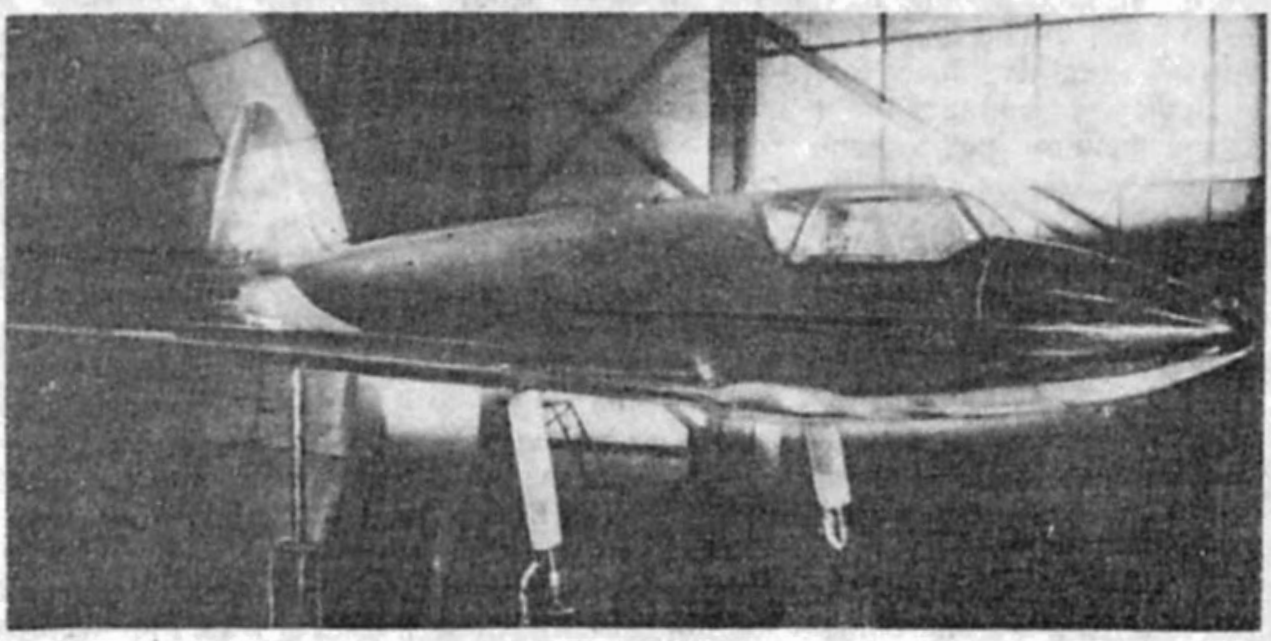
В ноябре 1942 г. Государственный Комитет Обороны принял постановление о создании реактивного истребителя-перехватчика «302» (*4* на рис. 2) с продолжительностью полета 20 мин. Проект этого самолета с комбинированной силовой установкой из ЖРД и ПВРД был выполнен в РНИИ еще до войны. По своей аэродинамической схеме и конструкции истребитель «302» имел много общего с самолетом «БИ», но был крупнее и почти в два раза тяжелее его. Вооружение самолета «302» было очень мощным и состояло из четырех пушек с боезапасом по 100 снарядов. Трудности создания ПВРД привели к отказу от идеи применения комбинированной силовой установки, и самолет «302» стал рассматриваться как чисто ракетный истребитель-перехватчик с взлетной массой 3358 кг, способный достичь высоты 5000 м за 2,1 мин при взлетной тяге двигателя 1400 кгс. Запас топлива и окислителя на самолете «302», равный 1635 — 1735 кгс, обеспечивал непрерывную работу дви-

гателя на взлетном режиме в течение 4,5 — 4,7 мин. Поэтому заданную продолжительность полета предполагалось обеспечить или применением ЖРД с регулируемой летчиком в полете тягой (минимальная тяга 350 кгс), или установкой двухкамерного ЖРД типа РД-2М, имеющего основную и дополнительную камеры сгорания. Работа основной камеры сгорания двухкамерного ЖРД, включаемой по необходимости, обеспечивала в считанные секунды достижение максимальных летно-технических характеристик самолета, но за счет огромного удельного расхода топлива и сокращения времени полета. Наличие дополнительной камеры сгорания сравнительно небольшой тяги, обеспечивающей возможность горизонтального полета самолета при выключенной основной камере сгорания двигателя и имеющей по сравнению с основной камерой значительно меньший секундный расхода топлива, увеличивало продолжительность полета самолета с ЖРД.

Подачу топлива в камеры сгорания как двигателя с регулируемой в полете тягой, так и двухкамерного двигателя предполагалось осуществлять турбонасосным агрегатом. Такой принцип подачи топлива имел ряд преимуществ перед вытеснительной системой: почти на 10 — 12% уменьшалась относительная масса конструкции планера за счет снижения массы силовой установки из-за снятия тяжелых баллонов со сжатым воздухом; повышались летно-технические данные и особенно боевая эффективность истребителя-перехватчика, так как при вытеснительной системе подачи топлива баллоны со сжатым воздухом и топливные баки, находящиеся под высоким давлением, снижали живучесть истребителя в воздушном бою.

В 1943 г. самолет «302» без двигателя был построен, испытан в варианте планера, показал хорошие летные данные, но из-за отсутствия двигателя, создатели которого встретились с рядом трудностей, работы по истребителю «302» были прекращены.

К созданию ракетных истребителей-перехватчиков был подключен и коллектив конструкторского бюро Н. Н. Поликарпова. Осенью 1943 г. ему было поручено создание двухпушечного высотного реактивного истребителя-перехватчика. Проект этого самолета, получившего условное обозначение «Малютка» (*5* на рис. 2), имел некоторые необычные для



Самолет «302» в натурной аэродинамической трубе Т-104 ЦАГИ

своего времени черты: резко вынесенную вперед кабину летчика; шасси с носовым колесом, позволившее решить задачу максимального использования свободных объемов фюзеляжа для размещения топлива; предельно малые геометрические размеры. Запроектированная установка двухкамерного ЖРД с турбонасосной подачей топлива и тягой 1200 кгс должна была обеспечить самолету «Малютка» набор высоты 5000 м за 1 мин и продолжительность полета 8 — 14 мин при взлетной массе самолета, равной 2550 кг. Расчетная максимальная скорость «Малютки» определялась равной 875 км/ч. В ЦАГИ начались исследования модели самолета в аэродинамической трубе больших скоростей, но они были прерваны в 1944 г. в связи со смертью Н. Н. Поликарпова.

Кроме создания самолетов с маршевым ЖРД другим основным направлением работ по авиационной реактивной технике в СССР в 1940 — 1946 гг. стало создание и летные испытания самолетов с винтомоторной силовой установкой и ЖРД-ускорителем.

Еще в июле 1940 г. В. П. Глушко, руководитель выделившегося из НИИ-3 (бывшего РНИИ) самостоятельного подразделения при авиамоторном заводе, выступил с предложением установить на опытных самолетах «100» (прототип пикирующего бомбардировщика Пе-2) и Сталь-7 (прототип дальнего бомбардировщика Ер-2) вспомогательные ЖРД-ускорители типа ОРМ-62 с тягой по 300 кгс для увеличения скорости полета в решающие минуты воздушного боя. Благодаря двигателям-ускорителям эти самолеты приобретали и ряд тактических преимуществ: они могли или быстро настичь самолет противника с поршневым двигателем, или, наоборот, быстро оторваться от преследования противника, или выйти из боя в случае необходимости. Предполагалось, что время работы такого двигателя-ускорителя может измеряться несколькими минутами. Предложение было принято, и В. П. Глушко поручили создание ЖРД-ускорителей, а его группу преобразовали в опытно-конструкторское бюро по ЖРД [13].

В начале 1943 г. ОКБ главного конструктора В. П. Глушко в основном завершило работу по созданию авиационного ЖРД-ускорителя РД-1 с тягой 300 кгс и удельным расходом топлива 90 кг/мин. Двигатель выполнялся по однокамерной схеме с насосной подачей в камеру сгорания топливных компонентов — азотной кислоты и керосина. Основное назначение двигателя РД-1 — кратковременное увеличение скоростных и высотных данных, а также улучшение взлетных характеристик боевых самолетов с поршневыми двигателями. Предусматривалась возможность объединения двигателей РД-1 в многокамерную «связку» с тягой до 1200 кгс.

Одновременно с созданием и испытаниями двигателей РД-1 в ОКБ В. П. Глушко под руководством его заместителя С. П. Королева был разработан проект реактивной установки РУ-1 (рис. 4) с целью испытания и отработки реактивного двигателя РД-1 в полетных условиях на серийном двухмоторном фронтовом бомбардировщике Пе-2.

Реактивная установка РУ-1 состояла из двигателя РД-1, керосиновой, кислотной, воздушной систем и системы управления двигателем. Двигатель РД-1 (камера сгорания с агрегатами пуска и управления насосного агрегата) устанавливался в хвостовой части фюзеляжа самолета Пе-2. Горючее и окислитель общей массой 850 кг размещались в фюзеляже в двух расположенных друг над другом баках: легкоиспаряющаяся азотная кислота — в верхнем, тяжелый нелетучий тракторный керосин — в нижнем. Находившийся в левой гондоле двигателя насосный агрегат мощностью 45 л.с., связанный с основным поршневым двигателем М-105РА трансмиссионным валом с гидромуфтой, обеспечивал подачу компонентов топлива по проложенным в нижней части

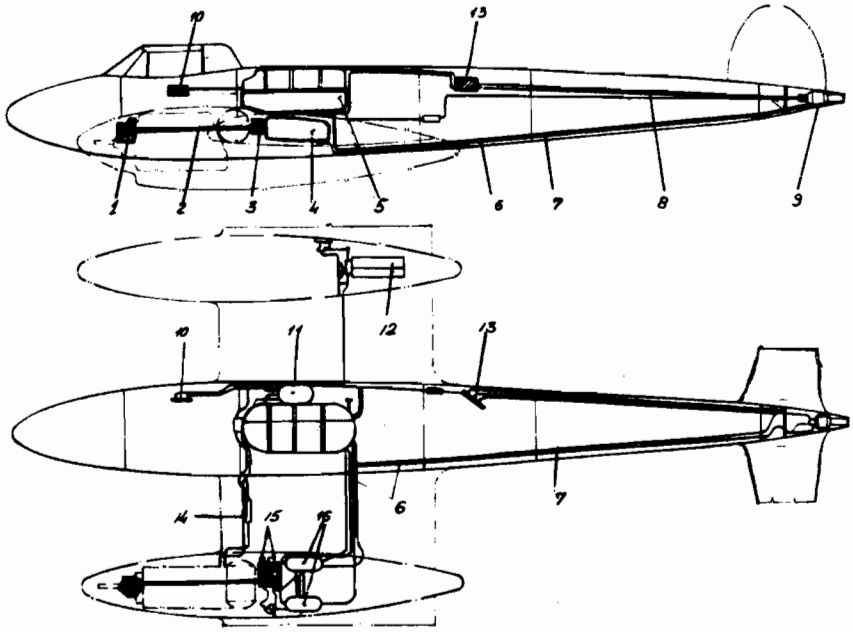


Рис. 4. Компоновка реактивной установки РУ-1 с двигателем РД-1 на самолете Пе-2:
1 — привод на моторе М-105А; *2* — трансмиссионный вал с гидромуфтой; *3* — насосный агрегат; *4* — керосиновый бак; *5* — кислотный бак с предохранительным кожухом на нижней его части; *6* — кислотный трубопровод; *7* — керосиновый трубопровод; *8* — магистраль воздушной системы; *9* — двигатель РД-1; *10* — приборный щиток летчика; *11* — заливной керосиновый бачок; *12* — два воздушных баллона воздушной системы РУ-1; *13'* — приборный щиток экспериментатора; *14* — трубопроводы системы дренажирования; *15* — предохранительные клапаны; *16* — компенсационные бачки кислотной и керосиновой систем

фюзеляжа самолета керосиновой и азотнокислотной магистралям в камеру сгорания двигателя РД-1. Управление двигателем было дублированное. Оно осуществлялось с места летчика и из кабины стрелка-радиста, причем включать двигатель мог только летчик, а отключать — и летчик, и экспериментатор. Максимальная расчетная продолжительность работы РД-1 на полной тяге в полете ограничивалась емкостью топливной системы и составляла около 10 мин. Общая масса РУ-1 на самолете Пе-2 была равна 1050 кг, а масса двигателя РД-1 (камера сгорания с агрегатами пуска и управления, блок дроссельных вентилей, релейная коробка и насосный агрегат) 56 кг. Нормальная взлетная масса самолета Пе-2 с РД-1 — 8200 кг, а средняя полетная масса для определения летно-технических характеристик самолета — 7550 кг.

По аэродинамическому расчету С. П. Королева, работа реактивного двигателя в течение 80 — 100 с должна была увеличить максимальную скорость полета самолета Пе-2 с РД-1 на 108 км/ч на высоте 7000 м, а при включении на взлете сократить длину разбега на 70 м. Вертикальная скорость самолета при отрыве от земли с работающим двигателем РД-1 могла возрасти на 30%, соответственно увеличивался возможный угол набора высоты, что было важно при взлете с небольшого полевого аэродрома, ограниченного препятствиями.

Изготовление всех частей РУ-1 и переоборудование самолета Пе-2 велось очень быстрыми темпами. 7 августа 1943 г. начались летные испытания модифицированного самолета. Включение РД-1 на взлете и в воздухе в основном подтвердило ожидаемое улучшение летно-технических данных самолета Пе-2: в диапазоне высот от земли до расчетной максимальная скорость самолета увеличилась на 46 — 68 км/ч (рис. 5), а

время набора высоты 5000 м сократилось с 10 до 7 мин. Летчики-испытатели отметили, что работа дополнительного двигателя не усложнила пилотирование самолета: в первые секунды после включения РД-1 появлялся небольшой кабрирующий момент и ощущалось ускорение самолета, но возникшее давление на штурвал легко устранялось и условия пилотирования не ухудшались.

Первый этап заводских летных испытаний самолета Пе-2 с РД-1, которые проводили летчики-испытатели А. Г. Васильченко и А. С. Пальчиков при участии в полетах в качестве инженеров-экспериментаторов С. П. Королева и Д. Д. Севрука, показал, что двигатель РД-1 и реактивная установка РУ-1 в целом работают нормально. Опыт, полученный на первом этапе летных испытаний, был использован С. П. Королевым для разработки проектов модификации боевых самолетов Пе-2И, Пе-3, Ла-5 под установку реактивных двигателей-ускорителей РД-1. Необходимость проведения таких работ определялась не только стремлением улучшить основные летно-технические данные воевавших самолетов, но и сведениями о появлении у противника боевых самолетов с реактивными двигателями.

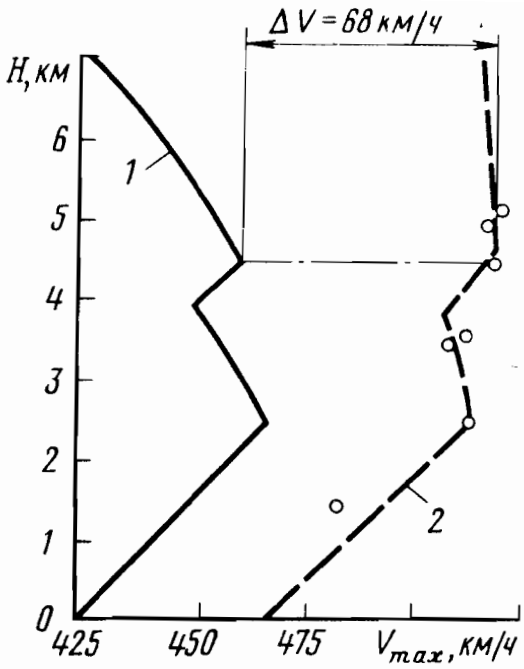


Рис. 5. Максимальные горизонтальные скорости самолета Пе-2 с полетной массой 7550 кг:
1 — РД-1 выключен; *2* — с работающим РД-1

Положительные результаты выполненных в СССР за военные годы работ по внедрению реактивных двигателей различных типов в авиацию, появление у противника реактивных самолетов потребовали придания всем этим работам новой организационной основы. В феврале 1944 г. Государственный Комитет Обороны принял важное решение об организации научно-исследовательского института (НИИ-1), в котором сосредоточивались бы все научно-технические работы по реактивной технике. Начальником института был назначен П. И. Федоров, его заместителем В. Ф. Болховитинов. В этом институте были собраны ранее работавшие на различных предприятиях группы конструкторов реактивных двигателей во главе с М. М. Бондарюком, В. П. Глушко, Л. С. Душкиным, А. М. Исаевым, А. М. Люлькой. Постановление обязывало Наркомат авиационной промышленности в месячный срок представить конкретные предложения о постройке реактивных двигателей и реактивных самолетов. По результатам проделанной работы 22 мая 1944 г. ГКО принял еще одно постановление, наметившее широкую программу строительства реактивной авиационной техники, которая базировалась на научно-техническом заделе, созданном в предвоенные и военные годы. Это постановление определило начало нового этапа в развитии советской реактивной авиационной техники. Создание реактивных боевых самолетов было признано первоочередной задачей советской авиационной промышленности, к ее решению были привлечены высококвалифицированные коллективы ряда самолетостроительных опытно-конструкторских бюро и научно-исследовательских институтов [9]. На основе принятых решений в короткие сроки в Советском Союзе были развернуты планомерные и целеустремленные работы по теоретическим, экспериментальным и опытно-конструкторским исследованиям различных направлений развития авиационных реактивных двигателей. Проектировались

и строились жидкостные, прямоточные и пульсирующие реактивные двигатели, создавалась комбинированная мотокомпрессорная силовая установка. Создание опытных образцов авиационных ЖРД было поручено Л. С. Душкину, В. П. Глушко, А. М. Исаеву. Велась также разработка годного к установке на самолет турбореактивного двигателя, создание которого было поручено А. М. Люльке и В. В. Уварову [9]. Одновременно обобщались результаты теоретических и экспериментальных исследований по изучению особенностей полетов на больших скоростях, проводившихся в период с 1939 по 1943 г., разрабатывались конкретные рекомендации конструкторам по аэродинамической компоновке новых скоростных самолетов с реактивными двигателями, основывавшиеся на продувках моделей в аэродинамической трубе больших скоростей, введенной в эксплуатацию в 1943 г. Задания на создание опытных самолетов с различными типами реактивных двигателей получили конструкторские коллективы С. А. Лавочкина, А. И. Микояна, П. О. Сухого, А. С. Яковлева, конструкторская группа И. Ф. Флорова [9]. Результаты этих планомерных и хорошо организованных работ не замедлили сказаться. Уже через год после принятия постановления ГКО на летные испытания были выпущены экспериментальные самолеты со смешанными и комбинированными силовыми установками: Ла-7Р, Як-3РД, Су-7 (рис. 6) с дополнительным жидкостным реактивным двигателем-ускорителем и И-250 и И-107, имевшие мотокомпрессорную силовую установку.

Самолеты с дополнительным ЖРД РД-1 были подготовлены к летным испытаниям в 1944 г. Все они по своему назначению являлись истребителями-перехватчиками, имели пушечное вооружение и практически одинаковые конструктивные решения по размещению двигателя РД-1 и обеспечению его работы, проверенные в процессе первого этапа летных испытаний модифицированного бомбардировщика Пе-2 с РД-1.

На самолетах Ла-7Р, Як-3РД и Су-7 ускоритель РД-1 размещался в хвостовой части фюзеляжа, что потребовало несколько изменить ее конфигурацию, нижние обводы рулей направления и прилегающих к фюзеляжу кромок рулей высоты. Топливо в камеру сгорания РД-1, как и на Пе-2, подавалось шестеренчатым насосным агрегатом, который приводился в действие основным поршневым двигателем самолета и требовал мощности 45 л. с. В размещении баков с горючим и окислителем эти самолеты несколько отличались друг от друга, но имелась и общая черта: использование части емкости основной бензиновой системы самолета для размещения реактивного топлива. Это привело к заметному уменьшению запаса бензина для основного поршневого двигателя и к сокращению продолжительности полета истребителей с РД-1. Емкость их топливной системы для ЖРД обеспечивала непрерывную работу ускорителя в течение 2,5 — 4 мин.

Испытательные полеты самолетов Ла-7Р, Як-3РД и Су-7 с ЖРД-ускорителями показали, что при работе РД-1 максимальная скорость истребителя может быть увеличена до 795 км/ч (Ла-7Р), время набора высоты 5000 м сокращено до 3 мин (Як-3РД) и достигнут практический потолок 13 000 м (Ла-7Р). Максимальный прирост скорости при включении РД-1 составил 182 км/ч на высоте 7800 м (Як-3РД) (см. рис. 6).

Такие летно-технические данные значительно расширяли тактические возможности поршневого истребителя. Даже несмотря на малое время работы ускорителя они позволяли или настичь практически любой поршневой самолет того времени, или занять выгодное положение для атаки в воздушном бою, или оторваться от преследования противника. Кроме того, установка двигателя-ускорителя РД-1 позволяла поршневому истре-

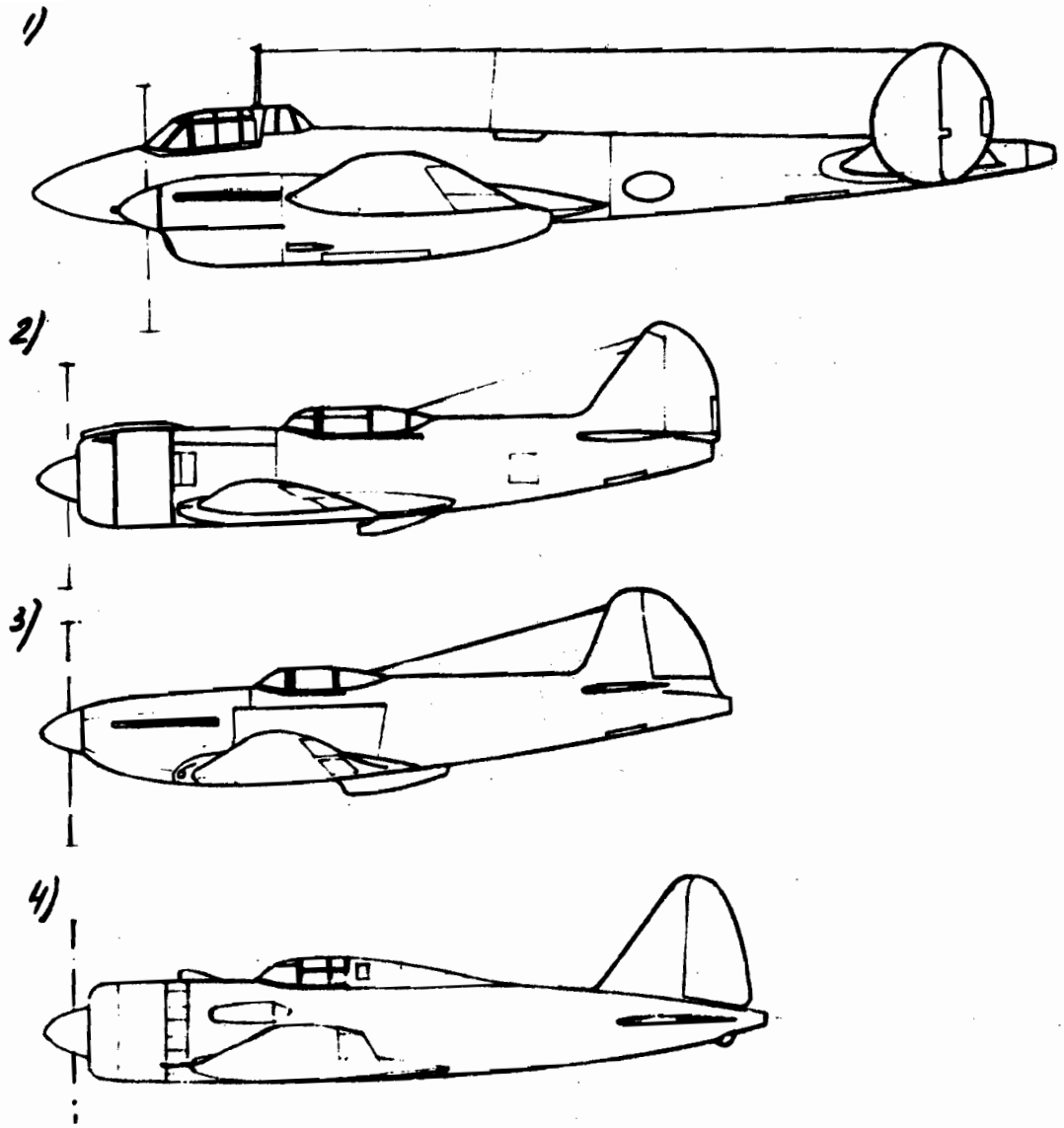


Рис. 6. Самолеты с ЖРД-ускорителем РД-1:
1 — Пе-2 (1943 г.); *2* — Ла-7Р (1944 г.); *3* — Як-3РД (1944 г.); *4* — Су-7 (1945 г.)

бителю, хотя и кратковременно, иметь летно-технические данные, ненамного уступающие характеристикам еще немногочисленных в то время самолетов противника, оснащенных турбореактивными двигателями (Ме-262 и Не-162 с максимальной скоростью полета до 850 км/ч), при меньшей по сравнению с ними длине разбега на взлете, лучшей скороподъемности и маневренности.

Летные испытания как бомбардировщика Пе-2 с РД-1, которые продолжались вплоть до середины 1945 г, так и истребителей Ла-7Р, Як-3РД и Су-7 выявили неустойчивую, в особенности на больших высотах, работу эфировоздушного зажигания РД-1 от электрической свечи накаливания. В связи с этим в начале 1945 г. коллективом В. П. Глушко была создана система химического зажигания от пусковой жидкости, в качестве которой использовалась смесь карбинола с бензином, самовоспламеняющаяся при контакте с азотной кислотой. Двигатель с химической системой зажигания и рядом конструкционных улучшений, направленных на повышение надежности его работы и ресурса, получил обозначение РД-1 ХЗ (химическое зажигание).

Приближавшееся победоносное завершение Великой Отечественной войны уже не вызывало необходимости форсированной доводки истребителей с ЖРД-ускорителем до серийного производства. Да и магистральный путь развития реактивной авиации, как уже стало ясно, был иным.



Истребитель Ла-7Р

Приведем основные сведения по поршневым истребителям с РД-1 и РД-1 ХЗ, созданным в соответствии с постановлением ГКО.

Ла-7Р — первый советский истребитель с ЖРД-ускорителем. Запас реактивного топлива — 67 кг керосина и 269 кг окислителя — обеспечивал непрерывную работу ЖРД в течение 3,5 мин. Смещение центровки назад, вызванное установкой РД-1 и его систем, компенсировалось дополнительным грузом весом 20 кгс, закрепленным на подмоторной раме поршневого двигателя. Вооружение модифицированного самолета состояло из двух пушек калибра 20 мм. Взлетная масса Ла-7Р — 3500 кг.

Летные испытания первого опытного самолета Ла-7Р начались в конце лета 1944 г., а с января 1945 г. стал испытываться и второй опытный самолет Ла-7Р сначала с двигателем РД-1, а затем с двигателем РД-1 ХЗ. Испытания проводили летчики А. В. Давыдов и Г. М. Шиянов. Проходили они трудно, в основном из-за недоведенности реактивного двигателя. Эксплуатация самолета сильно осложнялась наличием на борту азотной кислоты, проедавшей металл баков и трубопроводов, прожигавшей деревянную обшивку фюзеляжа и причинявшей значительные неудобства обслуживающему персоналу. При испытаниях первой машины в сентябре 1944 г. летчик-испытатель А. В. Давыдов достиг скорости 740 км/ч. В полете 27 марта 1945 г. на втором опытном самолете Ла-7Р при попытке осуществить повторный запуск РД-1 в воздухе произошел взрыв ЖРД, сопровождавшийся значительным разрушением рулей хвостового оперения и практически полным уничтожением руля направления. Летчику-испытателю Г. М. Шиянову с большим трудом удалось приземлить самолет.

Заводские испытания самолетов Ла-7Р с РД-1 и РД-1 ХЗ продолжались до конца апреля 1945 г. В полетах с работающим ЖРД была достигнута максимальная скорость 795 км/ч на высоте 6300 м. Максимальный прирост скорости при включении ЖРД составил 162 км/ч.

В заключении отчета о заводских летных испытаниях указывалось: «... результаты испытаний самолета Ла-7Р с однокамерным реактивным двигателем РД-1 и РД-1 ХЗ... показали полную возможность использования двигателя РД-1 ХЗ как вспомогательного двигателя-ускорителя...» [14].

Як-3РД — создавался на основе конструкции серийного фронтового истребителя Як-3 с поршневым двигателем ВК-105ПФ-2 жидкостного охлаждения (см. *3* на рис. 6).

Баки для реактивного топлива разместили в крыле, запас топлива в них — 50 кг керосина и 200 кг азотной кислоты — должен был обеспечить непрерывную работу ЖРД в течение 3 мин. Вооружение самолета Як-3РД состояло из одной пушки калибра 23 мм. Взлетная масса самолета — 2980 кг.

Заводские испытания Як-3РД, проводившиеся летчиком В. Л. Расторгуевым, начались в декабре 1944 г.

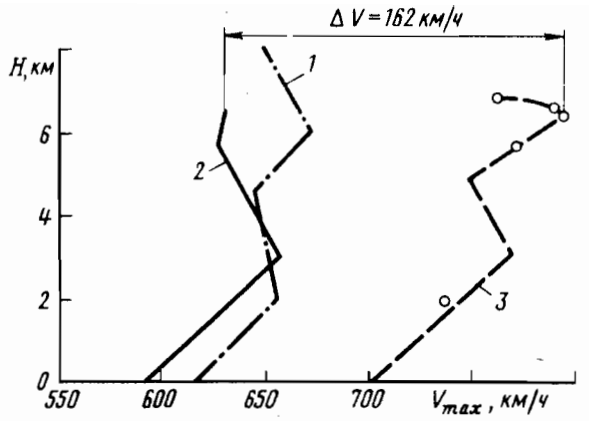


Рис. 7. Максимальные горизонтальные скорости самолетов Ла-7 и Ла-7Р: *1* — серийный самолет Ла-7 с полетной массой 3235 кг; *2* — самолет Ла-7Р с полетной массой 3500 кг (РД-1 выключен); *3* — самолет Ла-7Р с полетной массой 3500 кг и работающим РД-1

При заводских испытаниях летчик В. Л. Расторгуев выполнил 13 полетов на Як-3РД с работающим ЖРД. В них была достигнута максимальная скорость 782 км/ч на высоте 7800 м, максимальный прирост скорости от работающего ЖРД на этой высоте составил 182 км/ч. И после завершения заводских испытаний продолжались полеты самолета Як-3РД с включением реактивного двигателя в воздухе. В одном из них, состоявшемся 16 августа 1945 г., уже после прекращения работы двигателя РД-1 ХЗ самолет перешел в крутое пикирование и потерпел катастрофу; летчик В. Л. Расторгуев погиб.

Су-7 — модификация этого опытного высотного истребителя цельнометаллической конструкции с поршневым двигателем АШ-82ФН, снабженным турбокомпрессорами ТК-3 под установку РД-1, была выполнена в конце 1944 г. (*4* на рис. 6). И на этом самолете конструктивное исполнение установки ЖРД в хвостовой части фюзеляжа, монтаж системы питания, насосного агрегата и топливных баков выполнялись по схеме, предложенной С. П. Королевым и впервые реализованной на самолете Пе-2. Запас реактивного топлива на Су-7 (360 кг горючего и окислителя) обеспечивал работу ЖРД в течение 4 мин. Максимальная взлетная масса самолета — 4360 кг.

Летные испытания самолета начались уже в 1945 г. Их проводил летчик-испытатель Г. Н. Комаров. За время заводских испытаний было выполнено 84 пуска двигателей РД-1 и РД-1 ХЗ с общей наработкой 29 мин, из которых около 10 мин двигатели проработали в воздухе.

В испытаниях была зафиксирована максимальная скорость 597 км/ч на высоте 6000 м (прирост 91 км/ч). Однако, оценивая эти цифры, следует иметь в виду, что из-за окончания войны главной целью испытаний самолета Су-7 являлась уже не проверка возможностей РД-1 по улучшению летно-технических характеристик истребителя с поршневым двигателем, как при испытаниях Ла-7Р и Як-3РД, а изучение и доводка ускорительной силовой установки с ЖРД до состояния, обеспечивающего ее эксплуатацию в строевых частях ВВС.

«120Р» (Ла-120Р) — дальнейшее развитие самолета Ла-7Р на базе конструкции опытного истребителя «120» с поршневым двигателем АШ-83. Как и в случае с Су-7, главной целью создания модифицированного самолета «120Р» являлась дальнейшая отработка двигателя РД-1 ХЗ, систем его питания и управления. Испытания самолета были начаты в 1946 г., и из 63 огневых пусков двигателя РД-1 только пять летчик-испытатель А. В. Давыдов выполнил в воздухе.

18 августа 1946 г. самолет «120Р» с работающим РД-1 ХЗ был продемонстрирован летчиком-испытателем А. В. Давыдовым в полете на воздушном параде в Тушино. Этот полет как бы подвел итог многолетней и напряженной работе научных и конструкторских коллективов ЦАГИ, ЦИАМ, ЛИИ, В. П. Глушко, С. А. Лавочкина, П. О. Сухого, А. С. Яковлева по внедрению ЖРД-ускорителя на поршневых самолетах. В результате совместных усилий были созданы опытные самолеты с улучшенными за счет применения ЖРД-ускорителей летно-техническими данными, разработаны и испытаны образцы силовых установок с вспомогательными ЖРД, обеспечивающие надежный запуск двигателя РД-1 ХЗ в воздухе с режимов пусковой и максимальной тяги, плавный выход двигателя на рабочий режим, устойчивое горение в камере сгорания, простое управление режимом работы двигателя, его включением и выключением, наглядная и удобная световая сигнализация режимов работы двигателя в кабине летчика [13].

Работы по созданию в Советском Союзе самолетов с ЖРД в качестве основной силовой установки были завершены уже в послевоенное время. В конце 40-х годов были проведены летные испытания трех экспериментальных самолетов с ЖРД, а также испытан в воздухе оригинальный самолет — летающая лаборатория с твердотопливным реактивным двигателем.

В соответствии с решением ГКО в 1944 г. в НИИ-1 под руководством И. Ф. Флорова было начато создание экспериментального самолета «4302», на котором предполагалось провести летное сравнение двух систем подачи топливных компонентов в камеру сгорания ЖРД — насосной и вытеснительной. Двигатели с такими системами подачи топливных компонентов создавались соответственно коллективами Л. С. Душкина и А. М. Исаева.

Самолет «4302» разрабатывался на основе опыта проектирования и испытаний истребителя «БИ». Он выполнялся по схеме цельнометаллического одноместного высокоплана с прямоугольным в плане крылом площадью 8,85 м^2, концы которого по рекомендации ЦАГИ были отогнуты вниз как для уменьшения степени поперечной статической устойчивости на больших скоростях, так и для использования в качестве боковой опоры при посадке самолета. По аналогии с самолетом «БИ» на концах горизонтального оперения самолета «4302» устанавливались круглые вертикальные шайбы, а под хвостовой частью фюзеляжа — нижний киль. При взлете самолет «4302» должен был разбегаться на специальной колесной тележке, сбрасываемой после отрыва от земли, а садиться на выпущенную из фюзеляжного обтекателя лыжу и хвостовую опору в нижнем киле. Двигатель РД-1М А. М. Исаева, являвшийся дальнейшим развитием двигателя Д-1А-1100 и имевший расчетную максимальную тягу 1500 кгс, устанавливался в хвостовой части фюзеляжа. Расчетная максимальная взлетная масса самолета «4302» с полной заправкой топливом составляла 2500 кг (см. *6* на рис. 2).

Летом 1946 г. начались летные испытания «4302» на буксире за самолетом Ту-2, а также в свободных безмоторных полетах. По оценке летчиков, самолет «4302» при взлете на тележке за самолетом-буксировщиком вел себя устойчиво, был приятен в управлении и на посадке прост. После предварительной подготовки в конце августа 1947 г. состоялся первый и последний полет самолета «4302» с работающим ЖРД под управлением летчика-испытателя А. К. Пахомова. Полет в целом прошел нормально, но в конце работы двигателя произошел разрыв одной из питающих магистралей и пары азотной кислоты, использовавшейся в качестве окислителя, попали в кабину летчика и вызвали

легкое отравление его. Тем не менее А. К. Пахомов сумел успешно выполнить посадку. После этого полета испытания самолета «4302» уже не возобновлялись. Насосная система подачи топлива была оценена на экспериментальном истребителе-перехватчике И-270, созданном коллективом ОКБ Главного конструктора А. И. Микояна, проходившем летные испытания одновременно с самолетом «4302».

И-270 — экспериментальный высотный истребитель-перехватчик — проектировался под установку двухкамерного ЖРД РД-2М-3В, создававшегося под руководством Л. С. Душкина. Как и предыдущие истребители-перехватчики с ЖРД, самолет И-270 должен был иметь выдающуюся для своего времени скороподъемность: высоту 5000 м он должен был набрать за 1 мин. Необходимость получения заданной скороподъемности, достижения практического потолка 18 000 м и максимальной скорости полета 1000 км/ч определили проектные и конструктивные особенности самолета И-270 (*7* на рис. 2).

Истребитель И-270 (имевший также заводское обозначение «Ж») выполнялся по обычной для своего времени аэродинамической схеме одноместного цельнометаллического среднеплана с тонким прямым крылом площадью 12,0 м^2 и горизонтальным оперением небольшой стреловидности, установленным по Т-образной схеме на верхней части киля. Кабина летчика выполнялась герметичной, вентиляционного типа и рассчитывалась на высоту полета 18 000 м. Передней стенкой гермокабины являлась бронеплита толщиной 8 мм, защищавшая летчика, как и переднее бронестекло в козырьке пилотского фонаря, от огня из передней полусферы, например, при атаке сзади бомбардировщика с кормовой стрелковой установкой. Шасси — трехопорной схемы с носовым колесом. Все опоры убирались в отсеки фюзеляжа вперед по полету. Вооружение истребителя состояло из двух неподвижных пушек НС-23 с боезапасом по 40 снарядов, установленных в нижней части фюзеляжа перед отсеком главных стоек шасси.

Двухкамерный ЖРД РД-2М-3В с насосной системой подачи компонентов топлива располагался в хвостовой части фюзеляжа самолета



Истребитель И-270 («Ж»)

и работал на смеси, состоявшей из азотной кислоты (использовавшейся в качестве окислителя) и керосина. Он проектировался на максимальную тягу 2000 кгс, из которой тягу 300 кгс развивала вторая дополнительная камера сгорания. При установке двигателя РД-2М-3В на самолете И-270 его расчетная тяга была принята равной 1450 — 1550 кгс. Подача окислителя и горючего в камеры сгорания осуществлялась с помощью турбонасосного агрегата, работавшего на парогазе (нагретая смесь кислорода и паров воды), получавшемся при каталитическом разложении 80%-ной перекиси водорода. Взлетная масса самолета И-270 — 4120 кг, масса пустого — 1893 кг.

Опытный самолет И-270 был готов к летным испытаниям летом 1946 г. Однако доводка двигателя РД-2М-3В затянулась, и было принято решение начать летные испытания в варианте планёра на буксире за самолетом Ту-2. В безмоторных полетах были оценены характеристики И-270 на малых скоростях. Только летом 1947 г. летчик-испытатель В. Н. Юганов выполнил на самолете И-270 первый полет с работающим ЖРД. Летные испытания двух самолетов И-270, проведенные В. Н. Югановым и А. К. Пахомовым, подтвердили выдающиеся характеристики скороподъемности истребителя. Продолжительность его моторного полета при максимальной тяге двигателя (когда работают обе камеры ЖРД) составила 4 мин 15 с, а при работе только малой камеры — 9 мин 3 с на высоте 5000 м. Проведением оценочных заводских летных испытаний завершилось развитие самолета И-270 («Ж»).

Прекращению работ по истребителям-перехватчикам с ЖРД объективно способствовали не только трудности массовой эксплуатации таких самолетов в войсковых частях, не только потенциальные возможности уже поступавших в авиационные части серийных истребителей с турбореактивными двигателями, но и, главным образом, появление в конце войны нового вида оружия — зенитных управляемых ракет (ЗУР), эксплуатационная и боевая эффективность которых могла быть значительно более высокой, чем эффективность пилотируемых истребителей, оснащенных ЖРД. По этой же причине были прекращены работы и по сверхзвуковому истребителю РМ-1 с двигателем РД-2М-3В, над которым небольшой коллектив Главного конструктора А. С. Москалева работал с 1944 г. (*8* на рис. 2).

Самолет РМ-1 выполнялся по схеме «летающего крыла» малого удлинения, впервые испытанной в полете на экспериментальном самолете «Стрела» А. С. Москалева еще в августе 1937 г. Аэродинамическая схема и треугольная с овальными передними кромками форма крыла в плане в сочетании с мощным двигателем обеспечивали достижение на РМ-1 весьма высоких для своего времени летно-технических данных. Проект получил положительное заключение специалистов ЦАГИ, которые признали целесообразным строительство и проведение летных испытаний самолета для изучения особенностей его аэродинамической схемы. Однако главным направлением экспериментальных работ в то время было признано направление, связанное с изучением в полете особенностей аэродинамики стреловидных крыльев.

В 1946 г. под руководством Главного конструктора П. В. Цыбина был спроектирован и построен оригинальный экспериментальный самолет ЛЛ («летающая лаборатория»), предназначенный для оценки в полете аэродинамических характеристик крыльев, имевших одинаковую площадь 10 м^2, но различные форму в плане и соответственно поперечное V крыла. На самолете ЛЛ предполагалось исследовать прямое крыло, стреловидное крыло и крыло с обратной стреловидностью — оба со стреловидностью, равной 30° по линии четвертей хорд. Выполненный по схеме одноместного среднеплана, этот самолет имел съемную верхнюю



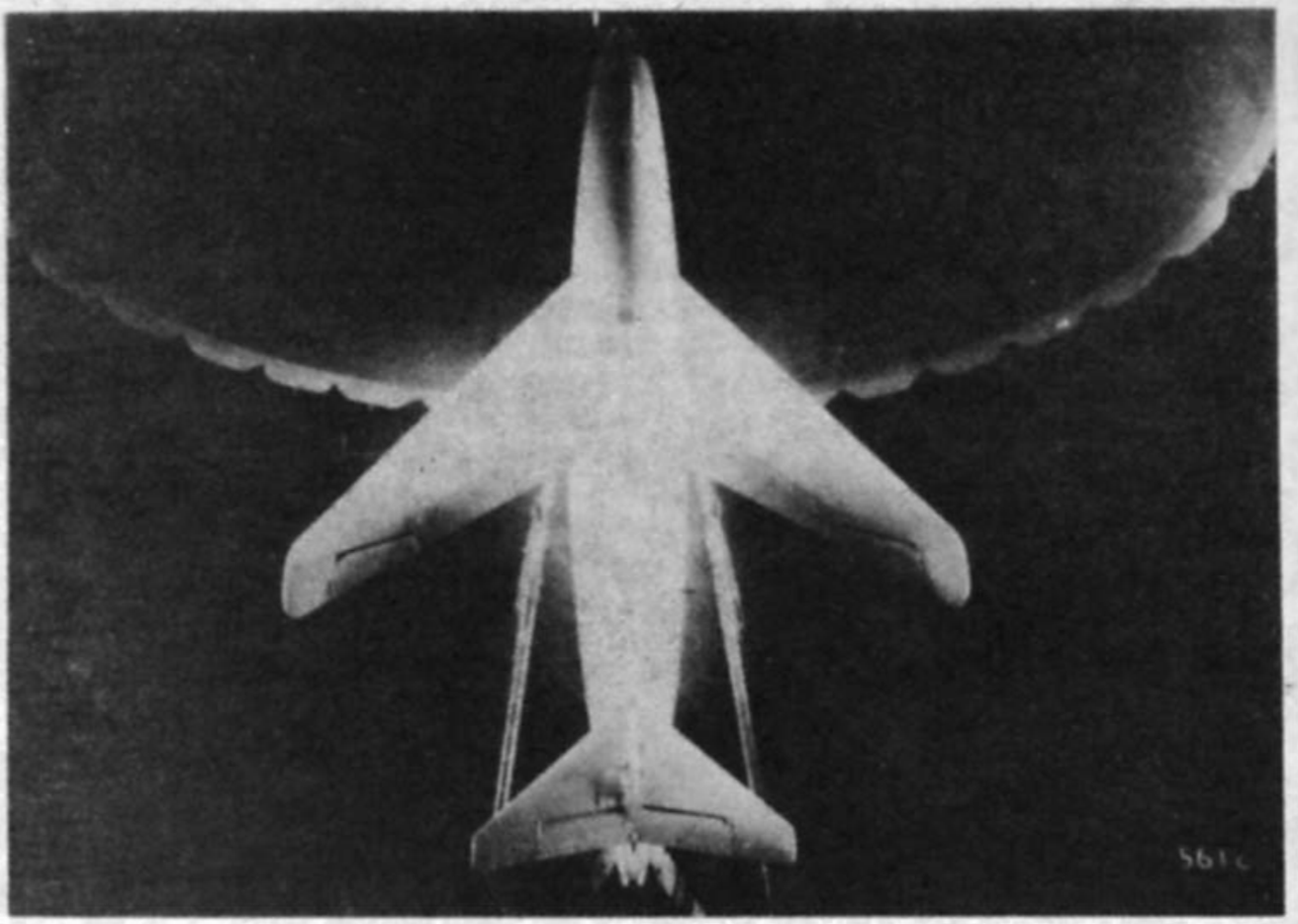
Экспериментальный самолет «5»

центральную часть фюзеляжа, которая состыковывалась с центропланами исследуемых крыльев различной формы в плане и после этого крепилась к самолету через четыре динамометра, встроенных в конструкцию нижней части фюзеляжа попарно на левом и правом борту.

Вариант самолета с прямым крылом получил обозначение ЛЛ-1 и имел цельнодеревянную конструкцию. Обозначение ЛЛ-2 было присвоено варианту самолета с цельнометаллическим крылом обратной стреловидности и деревянным фюзеляжем (*9* на рис. 2). Силовая установка самолета ЛЛ состояла из одного твердотопливного реактивного двигателя с тягой 1500 кгс, созданного под руководством И. И. Картукова на основе авиационной стартовой ракеты-ускорителя взлета СР-2. Двигатель устанавливался в хвостовой части фюзеляжа самолета, максимальное время его работы могло достигать 15 с. Расчетная взлетная масса самолета — 2000 кг.

Самолет ЛЛ взлетал на буксире за бомбардировщиком Ту-2. Он разбегался на сбрасываемой после взлета тележке и поднимался на расчетную высоту 5000 — 7000 м. После отцепления от буксировщика самолет переводился в пикирование под углом 45° и на установившемся режиме летчик включал твердотопливный реактивный двигатель. За время его работы в течение 8 — 10 с самолет разгонялся до скорости, эквивалентной числам М, равным 0,87 (самолет ЛЛ-1 с прямым крылом) и 0,95 (самолет ЛЛ-2 с крылом обратной стреловидности). Испытания самолета ЛЛ с двумя вариантами крыльев в 1947 — 1948 гг. проводили летчики М. И. Иванов, Амет-хан Султан, С. Н. Анохин, Н. С. Рыбко и др.

На самолете ЛЛ впервые в условиях натурного полета была получена полная картина обтекания околозвуковым потоком прямого крыла и крыла с обратной стреловидностью, измерены действующие при этом аэродинамические силы и моменты. Крыло прямой стреловидности на самолете ЛЛ не испытывалось, так как оно было исследовано летом 1947 г. в полетах на самолете Ла-160 с турбореактивным двигателем.



Экспериментальный самолет «346» на испытаниях в натурной аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ

Исследования особенностей крыльев различной формы в плане с большей прямой стреловидностью, чем на самолетах ЛЛ, МиГ-15 и Ла-15, было решено провести на экспериментальных самолетах с ЖРД — самолете «5», строившемся под руководством М. Р. Бисновата, и самолете-лаборатории с условным обозначением «346», работа над которым велась при участии А. Я. Березняка, одного из конструкторов истребителя «БИ».

Спроектированный в 1946 — 1947 гг. самолет «5» (*10* на рис. 2) создавался для исследований в диапазоне скоростей до M = 1,13. Он рассчитывался под установку двухкамерного ЖРД типа РД-2М-3ВФ с суммарной тягой обеих камер 1600 кгс. Самолет выполнялся по схеме одноместного среднеплана с крылом стреловидностью 45° по линии четвертей хорд.

В проекте самолета «5» получила свое дальнейшее развитие впервые предложенная С. П. Королевым при проектировании ракетоплана РП-218 идея старта ракетного самолета в воздухе с тяжелого самолета-носителя: самолет «5» проектировался как подвеска под фюзеляж четырехмоторного самолета-носителя Пе-8. Он должен был отделяться от Пе-8 на высоте 8000 м и достигать максимальной скорости 1200 км/ч. Посадка выполнялась на подфюзеляжную посадочную лыжу. Площадь крыла самолета «5» — 11,187 м^2, масса пустого — 883 кг и стартовая масса с двигателем и горючим — 3184 кг. Самолет «5» в планерном варианте с полетной массой 1551 кг был испытан в 1947 г. летчиками А. К. Пахомовым и Г. М. Шияновым. При этих испытаниях в Советском Союзе впервые были исследованы особенности отделения самолетов со стреловидным крылом от самолетов-носителей. В полете с работающим ЖРД самолет «5» не испытывался [11].

Экспериментальный самолет-лаборатория «346» разрабатывался в СССР немецкими специалистами и предназначался для исследований на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета. Он являлся одноместным среднепланом с крылом площадью 19,86 м^2, стреловидностью 45° и значительно бóльшим, чем у самолета «5», сужением крыла в плане. Оперение самолета выполнялось по Т-образной схеме с изменяемым в полете углом установки горизонтального стабилизатора. На самолете могли быть установлены рули высоты с разной степенью аэродинамической компенсации и предусматривалась установка небольшого цельноповоротного киля над горизонтальным оперением для оценки их эффективности в скоростном полете. Самолет имел оригинальную компоновку герметичной кабины летчика регенерационного типа с лежачим рабочим положением летчика, обеспечивавшим минимальный мидель фюзеляжа. В случае необходимости гермокабина могла быть отделена от самолета с помощью взрывных болтов, а затем и летчик мог катапультироваться из нее (*11* на рис. 2). В хвостовой части самолета размещался двухкамерный ЖРД с максимальной суммарной тягой двух камер, равной 4000 кгс, и турбонасосной подачей топливных компонентов из фюзеляжных баков в камеры сгорания двигателя.

В связи с основным назначением самолета как сверхзвуковой летающей лаборатории его крыло крепилось к фюзеляжу через динамометры, которые позволяли производить замеры и запись действующих на крыло воздушных сил и моментов, а на оперении могли быть установлены рули с разной степенью аэродинамической компенсации. Бортовая аппаратура регистрировала все важнейшие параметры полета и информацию, поступавшую от динамометров и датчиков на крыле и оперении самолета. Максимальная взлетная масса самолета — 5230 кг.

Экспериментальный самолет-лаборатория подвешивался под крылом поршневого бомбардировщика Ту-4. На высоте 9000 — 10 000 м летчик экспериментального самолета отцеплялся от самолета Ту-4, запускал ЖРД и выходил на расчетный режим полета. Посадка выполнялась на подфюзеляжную лыжу с пневматическим механизмом выпуска и уборки ее на скорости до 330 км/ч. Было выполнено несколько полетов экспериментального самолета-лаборатории, но в 1951 г. его испытания были прекращены из-за аварии [15].

Экспериментальный самолет-лаборатория стал последним самолетом с ЖРД, построенным и испытанным в Советском Союзе. Прекращение работ над такими самолетами объективно определялось тем, что к началу 50-х годов серийные и опытные советские самолеты с турбореактивными двигателями уже стали выходить на те значения скорости и высоты полета, которые незадолго до этого могли быть достигнуты только при установке на самолет ЖРД.

Развитие самолетов с ЖРД в Советском Союзе прошло сложный и длительный путь от первых попыток установить ЖРД на легком планере с целью доказать принципиальную возможность полета такого летательного аппарата (РП-1 и РП-2) к разработке проекта ракетоплана для исследования больших скоростей и высот (РП-218), созданию в годы войны боевых ракетных истребителей-перехватчиков и экспериментальных самолетов — летающих лабораторий в послевоенные годы. Атмосферные самолеты с ЖРД в качестве основного двигателя не получили дальнейшего развития, но накопленный при их создании огромный опыт был положен в основу нового направления развития советской техники, связанного с разработкой летательных аппаратов, предназначенных для полета человека на больших высотах и в космическом пространстве. Работа над ними началась в СССР уже в середине 1945 г., когда под руководством М. К. Тихонравова, конструк-

тора первой советской ракеты с ЖРД и ракетного истребителя-перехватчика «302», был разработан проект пилотируемого высотного ракетного летательного аппарата ВР-190 с гермокабиной для двух членов экипажа, многие конструктивные решения которого использовались затем при создании первых космических кораблей.

В истории развития летательных аппаратов с ЖРД в Советском Союзе наступил принципиально новый этап.

САМОЛЕТЫ С ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

25 января 1940 г. за месяц до первого полета ракетоплана РП-318-1 с ЖРД произошло значительное событие в развитии советской авиационной реактивной техники: состоялись официальные летные испытания разработанного в СССР авиационного прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД), работающего на жидком топливе и кислороде, содержащемся в атмосферном воздухе.

Простейший по своей конструктивной схеме ПВРД создает тягу только при движении в воздухе, так как предварительное сжатие поступающего в его камеру сгорания атмосферного воздуха происходит только за счет скоростного напора. Образующиеся в камере сгорания газы расширяются в выхлопном сопле и выходят из двигателя в атмосферу со скоростью, превышающей скорость полета, обеспечивая создание реактивной тяги. Отсутствие у ПВРД предварительного сжатия воздуха, а следовательно, и тяги при работе на месте или при малой скорости полета исключает его использование в качестве основного двигателя самолета, и он может применяться только в комбинации с другими типами двигателей, обеспечивающими необходимое поджатие воздуха перед камерой сгорания или за счет разгона, или с помощью каких-либо других средств. Тем не менее относительная простота ПВРД, его сравнительно небольшой удельный расход топлива на крейсерском режиме полета и малая масса уже на заре становления авиации привлекли к нему внимание конструкторов самолетов и двигателей.

Работы по созданию ПВРД велись в СССР на основе разработанной Б. С. Стечкиным теории воздушно-реактивного двигателя, основные положения которой были опубликованы еще в 1929 г. [16]. Начиная с 1932 г. сначала в ГИРД, а затем в РНИИ проводились расчетные, экспериментальные (с использованием уникальных аэродинамических установок с открытым воздушным потоком, имевшим скорость, эквивалентную числу M=1,4 ÷ 2,65) и летные (с установкой ПВРД в корпусе артиллерийского снаряда) исследования по созданию ПВРД различных схем. На основе этих работ в 1933 — 1936 гг. группа Ю. А. Победоносцева разработала схему пульсирующего воздушно-реактивного двигателя (ПуВРД) с клапаном на входе, использованную в конце Великой Отечественной войны в разработках советских конструкторов. Опытно-конструкторские работы по созданию ПВРД для ракет и самолетов с 1935 г. велись также в реактивной секции Стратосферного комитета Центрального Совета Осоавиахима. После успешного испытания ракет с ПВРД в 1939 г. в отделе специальных конструкций (ОСК) завода № 1 имени Авиахима под руководством И. А. Меркулова началось создание авиационных ПВРД.

Под ПВРД в ОСК разрабатывался высотно-скоростной истребитель (ИВС). Предполагалось, что методом «воздушной цепочки» истребитель будет буксироваться на большую высоту и после отцепки в планиро-

вании развивать скорость, обеспечивающую возможность включения и устойчивой работы ПВРД. После этого работающие ПВРД должны были развивать тягу, достаточную для самостоятельного полета самолета с увеличением скорости и высоты полета.

Одновременно с созданием ПВРД для ИВС И. А. Меркулов предложил применить ПВРД также в качестве «дополнительного мотора», позволяющего летчику самолета с обычным поршневым двигателем в случае необходимости увеличить скорость полета. «Дополнительные моторы» ДМ-2 были изготовлены осенью 1939 г., испытаны в аэродинамической трубе ЦАГИ и установлены на истребителе И-152. Два двигателя ДМ-2 диаметром 400 мм, длиной 1500 мм и каждый массой по 19 кг с моторамой подвешивались на месте бомбовых балок под нижним крылом И-152, хвостовая часть фюзеляжа и оперение которого имели металлическую обшивку для защиты силовой конструкции от влияния выхлопной струи двигателя. В кабине летчика был установлен еще один сектор газа с вмонтированным в него тумблером зажигания ДМ-2. Питание горючим «дополнительных моторов» осуществлялось несколько модифицированной топливной системой самолета, ДМ-2 потребляли тот же бензин, на котором работал и основной поршневой двигатель самолета. Общий запас бензина обеспечивал продолжительность полета самолета с кратковременными включениями «дополнительных моторов» в течение не более 35 мин (*1* на рис. 8).

В декабре 1939 г. начались летные испытания самолета И-152 с ДМ-2. Первые полеты совершались для оценки летных качеств самолета с гондолами двигателей, проводились испытания системы зажигания и

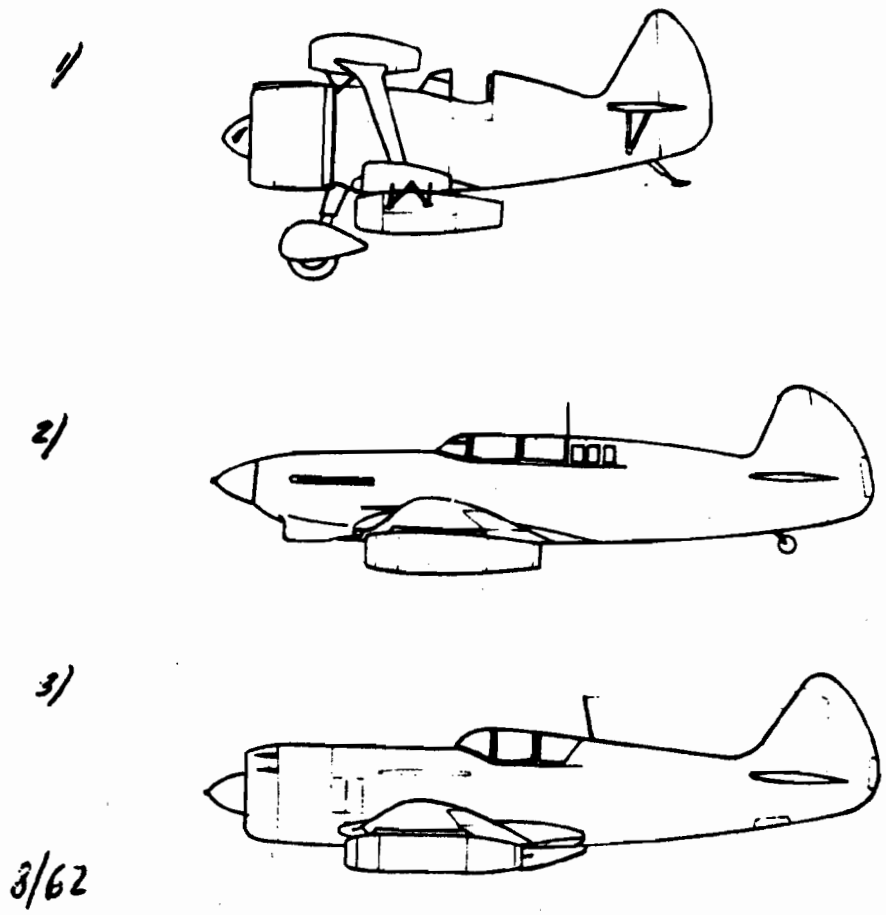


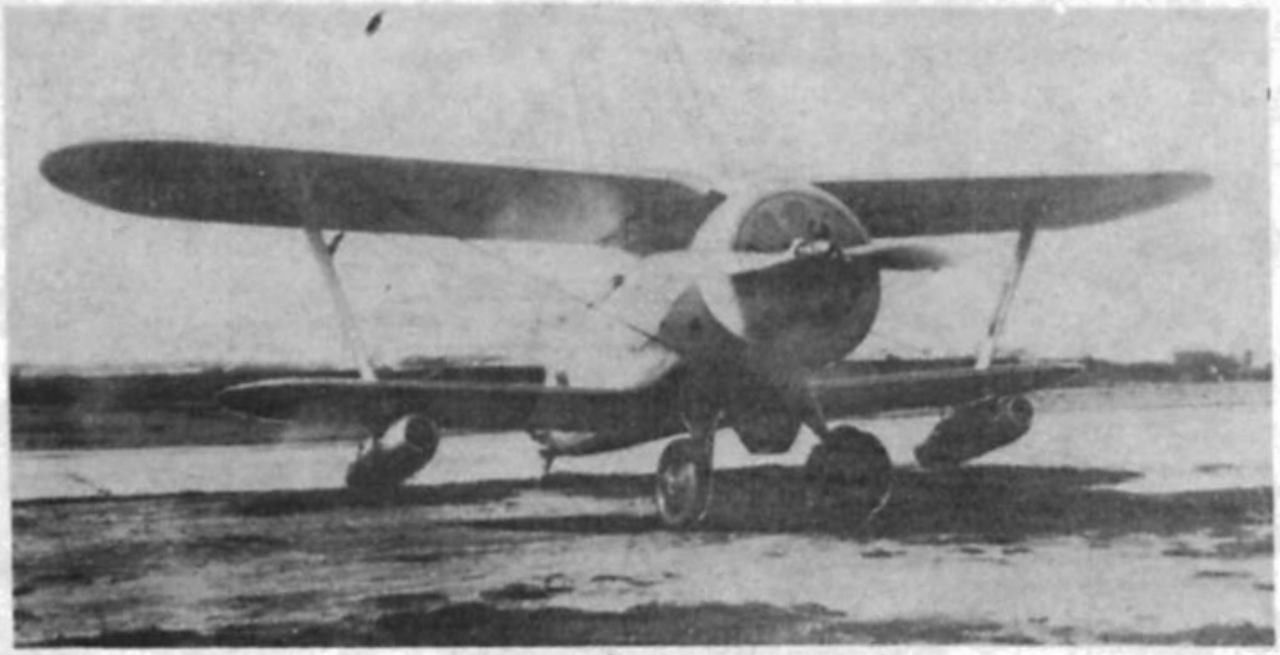
Рис. 8. Самолеты с ПВРД-ускорителями:
1 — И-152 (1940 г.); *2* — Як-7Б (1944 г.); *3* — Ла-9 (1946 — 1948 гг.)

запуска двигателей в воздухе. 25 января 1940 г. летчик-испытатель П. Е. Логинов провел официальные испытания И-152 с работающими ДМ-2. В этом полете, проходившем над Москвой, П. Е. Логинов несколько раз включал и выключал ДМ-2, выводил «дополнительные моторы» на режим с максимальным расходом горючего, при котором длина факела из сопла ПВРД превышала длину фюзеляжа истребителя, совершал виражи с работающими ДМ-2. Последующие летные испытания И-152 с ДМ-2 позволили специальной комиссии сделать выводы, что создан авиационный ПВРД, работающий на самолете, и что этот ПВРД в среднем на 15 км/ч увеличивает скорость полета самолета-лаборатории И-152. Комиссия посчитала целесообразным провести дополнительные летные испытания ПВРД на скоростных истребителях, где они в силу особенностей своего газодинамического процесса дадут больший эффект, а также провести доводку ПВРД в направлении повышения их КПД, надежности системы зажигания и уменьшения расхода горючего. Предполагалось также провести работы по существенному уменьшению лобового сопротивления «дополнительных моторов» как за счет облагораживания формы гондол двигателей, так и за счет лучшего их сочетания с крылом, а также путем введения в конструкцию самолета «дополнительных моторов», гондолы которых минимально выступали бы за аэродинамические обводы самолета [17].

К началу 1940 г. появляются первые практические результаты работ, проводившихся в СССР в области создания газотурбинных воздушно-реактивных двигателей, у которых предварительное сжатие поступающего в камеры сгорания двигателя атмосферного воздуха обеспечивалось компрессором, приводимым в действие газовой турбиной, использующей энергию истекающих из камер сгорания выхлопных газов. В 1938 — 1939 гг. под руководством В. В. Уварова были построены опытные газотурбинные установки ГТУ-3 мощностью по 1150 л. с. для самолета ТБ-3, выполненные по схеме турбовинтового двигателя. В 1938 г. А. М. Люлька, работавший в Харьковском авиационном институте в коллективе, создававшем паротурбинную силовую установку для тяжелого бомбардировщика А. Н. Туполева, разработал проект реактивного турбодвигателя РТД-1 с тягой 500 кгс с одно- или двухступенчатым центробежным компрессором с приводом от газовой турбины. Особенностью этого двигателя была относительно низкая температура газов перед турбиной (650° — 700°С). Принятые конструктивные решения и термодинамические параметры РТД-1 обеспечивали его создание в сравнительно короткие сроки на основе освоенных в то время промышленностью материалов. Расчетная оценка, выполненная А. М. Люлькой, показала, что одноместный самолет с двигателем РТД-1 может достичь скорости 900 км/ч [18].

Таким образом, к 1940 г. в работах по созданию практически всех основных типов реактивных двигателей (ЖРД, ПВРД и ГТД) в СССР были достигнуты значительные результаты, позволяющие приступить к постройке опытных самолетов с различными типами реактивных двигателей, в том числе и с воздушно-реактивными. В постановлении Комитета Обороны при Совете Народных Комиссаров СССР от 12 июля 1940 г. подчеркивалась необходимость проведения работ по турбореактивным двигателям конструкции А. М. Люльки, с тем чтобы уже в декабре 1940 г. испытать двигатель на стенде.

Одним из основных направлений внедрения реактивных двигателей в авиацию в СССР в предвоенные годы стала разработка проектов и создание опытных самолетов со смешанными силовыми установками: с поршневыми и реактивными двигателями (ПД + ПВРД), с силовой установкой из различных типов реактивных двигателей (проект истребителя-перехватчика «302»



Экспериментальный вариант истребителя И-153 с ПВРД

с ЖРД + ПВРД). Такой подход позволял наиболее полно реализовать достоинства и компенсировать недостатки имевшихся в то время реактивных двигателей.

Весь 1940 г. продолжались летные исследования ПВРД-ускорителей на поршневых самолетах. Они прошли летные испытания и доводку на истребителях-бипланах И-152, И-153, а несколько позже — на И-207. С работающими ПВРД скорости этих истребителей увеличивались не более чем на 50 км/ч. Чистый прирост скорости от установки ПВРД с учетом влияния лобового сопротивления гондол ПВРД был еще меньше.

Анализ результатов летных испытаний ПВРД-ускорителей показывал, что прирост скорости от их использования может быть бóльшим при увеличении скорости полета в момент включения ПВРД и при уменьшении лобового сопротивления гондол ПВРД за счет их включения в конструкцию самолета. Было принято решение опробовать новый тип двигателя на специальных экспериментальных самолетах со смешанной силовой установкой: разгонным поршневым и крейсерским ПВРД. Создание таких самолетов было поручено коллективу ОКБ А. А. Боровкова и И. Ф. Флорова, а также ОКБ В. Ф. Болховитинова.

Осенью 1940 г. под руководством А. А. Боровкова и И. Ф. Флорова началась работа над эскизным проектом самолета «Д» — свободнонесущим двухбалочным низкопланом с относительно тонким стреловидным крылом площадью 35 м^2 и шасси с носовым колесом. В центральной гондоле размещались одноместная кабина летчика, мощное неподвижное пулеметно-пушечное вооружение, а в конце гондолы поршневой двигатель воздушного охлаждения М-71 с толкающим воздушным винтом. ПВРД ДМ-12 устанавливались в балках крепления хвостового оперения, в передней части которых имелись воздухозаборники для подвода наружного воздуха (рис. 9). Взлетная масса самолета «Д» — 5250 кг. Проектирование его велось при активном участии ученых ЦАГИ.

Поршневой двигатель М-71 с взлетной мощностью 2000 л. с. обеспечивал взлет и разгон самолета «Д» до максимальной скорости ~600 км/ч. С включением ПВРД при часовом расходе топлива 2160 кг/ч самолет должен был развивать максимальную скорость 837 км/ч на высоте 6800 м, а высоту 5000 м набирать за 5 мин.

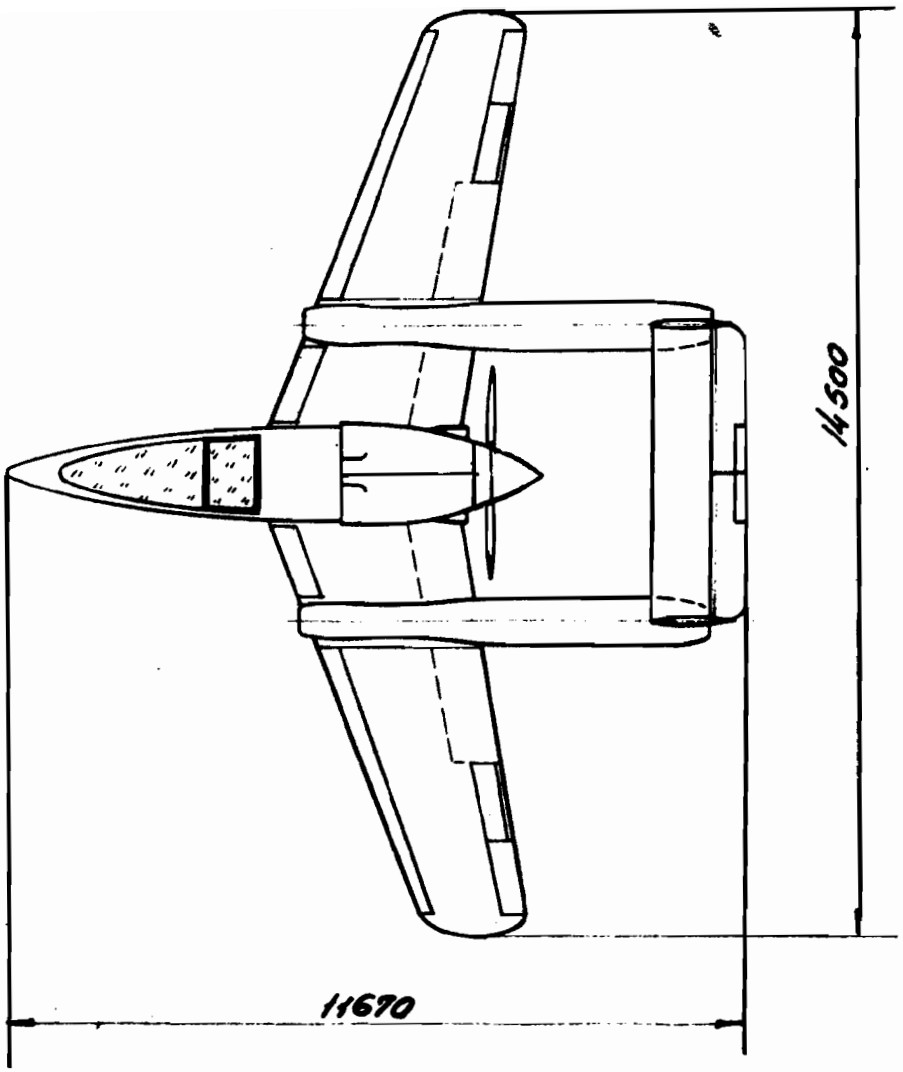


Рис. 9. Проект истребителя «Д» с комбинированной (ПВРД + ПД) силовой установкой (1940 г.)

В связи с принятой большой расчетной максимальной скоростью полета в аэродинамических расчетах самолета «Д» учитывалось влияние сжимаемости воздуха на больших скоростях полета, для оценки которого использовались результаты экспериментальных исследований, проведенных в артиллерийской технике. Крыло самолета имело угол стреловидности 18° по передней кромке, но это определялось только компоновочными соображениями. Волновое сопротивление агрегатов планера самолета «Д» в соответствии с уровнем знаний того времени предполагалось уменьшить специальной профилировкой внешних обводов всех элементов самолета и ламинаризацией пограничного слоя потока, обтекающего самолет. Поэтому все внешние обводы самолета выбирались на основании специальных расчетов, проводившихся в ЦАГИ под руководством И. В. Остославского и Г. П. Свищева. В объяснительной записке проекта подчеркивалось, что задача уменьшения влияния волнового кризиса естественно приводит к применению форм элементов самолета с затянутым пограничным слоем, которые увеличивают критическое число Берстоу (число Маха по современной терминологии) и в докритической зоне уменьшают сопротивление самолета.

В первой половине 1941 г. началось рабочее проектирование самолета «Д», был построен его макет, изготовлялись конструктивные элементы самолета для статических прочностных испытаний и стендовой

отработки силовой установки, а также для холодной и горячей продувки ее в натурных трубах ЦАГИ.

Аналогичный проект — экспериментальный истребитель «И», также двухбалочной схемы, с двумя установленными в тандем поршневыми двигателями, но уже жидкостного охлаждения, вращавшими два соосных воздушных винта, с катапультируемым сиденьем летчика и двумя ПВРД, встроенными в конструкцию самолета, разрабатывало в это же время и ОКБ В. Ф. Болховитинова.

В связи с началом войны все работы по самолетам «Д» и «И» были прекращены, однако исследования по совершенствованию ПВРД продолжались. Проводились исследования и доводка ПВРД в коллективах М. М. Бондарюка, В. С. Зуева и Е. С. Щетинкова, К. А. Путилова; разрабатывались проекты самолетов с ПВРД. Например, в 1941 — 1942 гг. под руководством Р. Л. Бартини был разработан проект околозвукового самолета-бесхвостки «Р» со стреловидным крылом. На этом самолете плоские комбинированные ПВРД размещались в крыле и имели выхлопное сопло, выполненное в виде щели на верхней поверхности крыла. Тяга комбинированных ПВРД на малых скоростях полета должна была обеспечиваться использованием кинетической энергии перегретых паров топлива для сжатия атмосферного воздуха («увеличения компрессии» — по выражению Р. Л. Бартини) в камере сгорания двигателей. В крейсерском полете, по мнению Р. Л. Бартини, разрежение, создававшееся на верхней поверхности крыла, должно было способствовать увеличению скорости истечения газов из реактивного двигателя и повышению его КПД. Обдув же верхней поверхности крыла выхлопными газами реактивных двигателей способствовал бы уменьшению сопротивления и увеличению подъемной силы крыла [19]. Эта концепция газодинамического единства планера и силовой установки самолета, при которой силовая установка является несущим элементом конструкции, высказанная Р. Л. Бартини в 1942 г., не потеряла своего значения в наши дни.

Основными направлениями, по которым в годы войны велась работа по внедрению ПВРД в самолетостроение, стали работы по оснащению поршневых истребителей более совершенными ПВРД-ускорителями и созданию комбинированной силовой установки, использующей преимущества поршневого двигателя и ПВРД.

Как и в предвоенные годы, интерес к авиационным силовым установкам с ПВРД определялся, прежде всего, конструктивной простотой, надежностью и малой массой ПВРД, однотипностью топлива, используемого поршневым и реактивным двигателями. Исследования выявили основные недостатки ПВРД-ускорителей: малая развиваемая тяга и высокий удельный расход топлива. Считалось, что увеличением полноты сгорания топлива в двигателе и скорости полета можно улучшить характеристики ПВРД.

В 1941 — 1942 гг. на самолете ЛаГГ-3 проводились испытания ПВРД-ускорителей, созданных под руководством М. М. Бондарюка. Результат оказался отрицательным: при работающих ускорителях скорость ЛаГГ-3 возросла всего на 30 км/ч, а при неработающих — снизилась на 50 км/ч по сравнению со скоростью самолета, имеющего «чистую» конфигурацию без гондол двигателей-ускорителей под крылом. С целью определения путей совершенствования ПВРД и устранения недостатков, выявленных в летных испытаниях, были начаты исследования в натурной аэродинамической трубе Т-104 ЦАГИ. Эти исследования позволили выявить причины низкой полноты сгорания топлива в ПВРД и дать рекомендации по снижению потерь давления за счет оптимизации параметров диффузора воздухозаборника и сопла ПВРД.



Экспериментальный вариант истребителя Як-7Б с ПВРД ДМ-4с

Для подтверждения результатов трубных испытаний и проведения исследований ПВРД в полете один из серийных истребителей Як-7Б с мотором М-105ПФ был переоборудован в двухместную летающую лабораторию с кабинами летчика и экспериментатора. Под крылом этого самолета установили два ПВРД-ускорителя ДМ-4с, разработанные под руководством И. А. Меркулова. Программой летных испытаний, проводившихся летчиком С. Н. Анохиным с апреля по декабрь 1944 г., предусматривалась, в первую очередь, отработка запуска, обеспечение полноты процесса сгорания топлива, устойчивой и синхронной работы обоих двигателей на самолете. Достижение максимальных летных характеристик на этом экспериментальном самолете не планировалось, но в одном из полетов был зафиксирован прирост скорости, равный 53 км/ч на высоте 2340 м при включении ПВРД-ускорителя на скорости 460 км/ч. Однако прирост скорости по отношению к «чистой» конфигурации самолета Як-7Б без гондол ускорителей оказался значительно меньшим — всего 19 км/ч, что объяснялось большим сопротивлением интерференции гондол двигателей с крылом, так как гондолы подвешивались к крылу без зализов и обтекателей. Двигатели ДМ-4с работали в полете 5 — 6 мин и за это время расходовали 120 — 140 кг бензина. Главным результатом летных испытаний самолета Як-7Б с ПВРД-ускорителями ДМ-4с явилось подтверждение правильности теоретических методов расчета, данных аэродинамических испытаний в трубах ЦАГИ и принятых конструктивных решений (*2* на рис. 8).

Полученные при испытаниях Як-7Б данные были использованы в последующей работе по созданию новых авиационных ПВРД-ускорителей, которые прошли летные испытания на поршневых истребителях уже в первые послевоенные годы. Тогда возникла необходимость обеспечить кратковременное увеличение скорости полета поршневых истребителей сопровождения дальних бомбардировщиков при отражении атак истребителей-перехватчиков противовоздушной обороны как с поршневыми, так и с турбореактивными двигателями. Ускорительная установка с ЖРД для этой цели была непригодна из-за разнотипности топлива и значительного количества реактивного топлива, потребного для работы ЖРД.

Прямоточные, а еще в большей степени пульсирующие воздушно-реактивные двигатели-ускорители, работающие на одинаковом с основ-

ным поршневым двигателем топливе, могли бы решить эту задачу. В 1946 — 1948 гг. на модифицированных истребителях Ла-7 («126» с ПВРД, Ла-7 с ПуВРД) и Ла-9 («138» с ПВРД, Ла-9РД) были испытаны различные типы прямоточных (ВРД-10, ВРД-430) и пульсирующих (Д-10, РД-13) воздушно-реактивных двигателей-ускорителей. Во всех испытаниях эти двигатели (массой 40 — 50 кг) подвешивались под крыльями истребителей в месте установки усиленных нервюр под крыльевые бомбодержатели. Включение их в полете приводило к сравнительно небольшому увеличению скорости: максимальный прирост скорости при включении ускорителей ВРД-430, развивавших на расчетной высоте тягу 320 кгс, составил 110 — 112 км/ч, а по сравнению с «чистой» конфигурацией самолета без ускорителей под крылом — всего около 60 км/ч. Кульминацией испытаний стал полет девяти самолетов Ла-9РД с автопульсирующими двигателями РД-13 В. Н. Челомея 30 августа 1947 г. на воздушном параде в Тушино. С этими двигателями на испытаниях были получены самые высокие результаты: прирост скорости 127 км/ч при включенных ПуВРД, что соответствовало приросту скорости в 70 км/ч по сравнению с «чистой» конфигурацией обычного серийного самолета (*3* на рис. 8).

Сравнительно небольшое увеличение скорости полета и ухудшение других летно-тактических данных поршневого истребителя сопровождения (значительное увеличение сопротивления самолета в течение всего времени полета, сокращение дальности и скорости полета, снижение маневренности), а также массовое перевооружение истребительной авиации на реактивные самолеты привели к прекращению работ по использованию ПВРД и ПуВРД-ускорителей в авиации.

Не получило широкого развития и второе направление совершенствования — создание комбинированной авиационной силовой установки, наиболее полно использующей преимущества поршневого и воздушно-реактивного двигателей. Работы над ней велись в 1943 — 1945 гг. в ЦИАМе группой инженеров под руководством К. В. Холщевникова. В этой силовой установке получила свое дальнейшее и оригинальное развитие идея мотокомпрессорного воздушно-реактивного двигателя, впервые реализованного еще в 1910 г. на самолете А. Коанда, а затем усовершенствованного работами С. Кампини. В самолетах этих конструкторов потребная тяга создавалась работой воздушно-реактивного двигателя, в котором наружный воздух, поступавший в двигатель, предварительно сжимался осевым компрессором, приводимым поршневым двигателем. Летные испытания самолетов А. Коанда и С. Кампини выявили сравнительно малую тягу, большой расход топлива и большую относительную массу такой силовой установки. При создании силовой установки К. В. Холщевникова были приняты меры по устранению этих недостатков. Ее принципиальной особенностью являлось использование мощного поршневого мотора ВК-107Р с воздушным винтом в качестве основного двигателя самолета, а компрессорный воздушно-реактивный двигатель, осевой компрессор которого приводился от основного поршневого мотора с помощью длинного вала и двухскоростной передачи, рассматривался как ускоритель, необходимый для кратковременного увеличения скорости полета при работе поршневого мотора на максимальном режиме. Топливом для компрессорного воздушно-реактивного двигателя (ВРДК) служил тот же бензин, что и для основного мотора. Такая силовая установка, имея относительно небольшой удельный вес, обеспечивала значительное повышение мощности при совместной работе винтомоторного и воздушно-реактивного двигателей. Эквивалентная мощность обоих двигателей на высоте 7000 м при расчетной скорости полета 820 км/ч должна была достигать 2800 э. л. с. и обеспечивать ско-

рость полета самолета с такой силовой установкой, на 100 — 150 км/ч превышавшую скорость лучших серийных поршневых истребителей того времени. Кроме того, силовая установка К. В. Холщевникова обладала хорошими тяговыми характеристиками на взлетно-посадочных режимах, была достаточно экономична.

Создание в 1945 г. опытных истребителей И-250 и И-107 с комбинированной силовой установкой К. В. Холщевникова было поручено конструкторским коллективам А. И. Микояна и П. О. Сухого. Оба истребителя выполнялись по схеме одноместного низкоплана цельнометаллической конструкции с тонким прямым крылом и убирающимся в полете шасси с хвостовым колесом, т. е. по обычной схеме истребителей того времени. Увеличение максимальной скорости полета до 800 км/ч потребовало применения на самолетах И-250 и И-107 специальных аэродинамических профилей и такой аэродинамической компоновки крыла, которая обеспечивала бы достижение расчетных скоростей, необходимые характеристики маневренности, устойчивости и управляемости самолета на различных режимах полета.

Много общего имели самолеты И-250 и И-107 также и в конструктивно-силовой компоновке. В носовой части обоих самолетов устанавливался поршневой мотор жидкостного охлаждения ВК-107Р с взлетной мощностью 1650 л. с. и мощностью 1450 л. с. на высоте 7000 м. Мотор передавал свою мощность на воздушный винт относительно небольшого диаметра (выбор которого обусловливался стремлением получить высокий КПД на больших скоростях полета) и осевой компрессор воздушно-реактивного двигателя. Воздухозаборник ВРДК располагался в носовой части самолета под коком воздушного винта. Воздушный канал ВРДК проходил по всей длине фюзеляжа, и в нем последовательно размещались: осевой компрессор с приводом от поршневого мотора, водяной радиатор системы охлаждения мотора и форсуночная камера, за которой располагалась камера сгорания с регулируемым выхлопным соплом. И форсуночная камера, и камера сгорания изготавливались из жаропрочной стали и имели двойную стенку, в полости которой проходил охлаждающий воздух. При работающем ВРДК наружный воздух через воздухозаборник поступал в воздушный канал, сжимался компрессором и

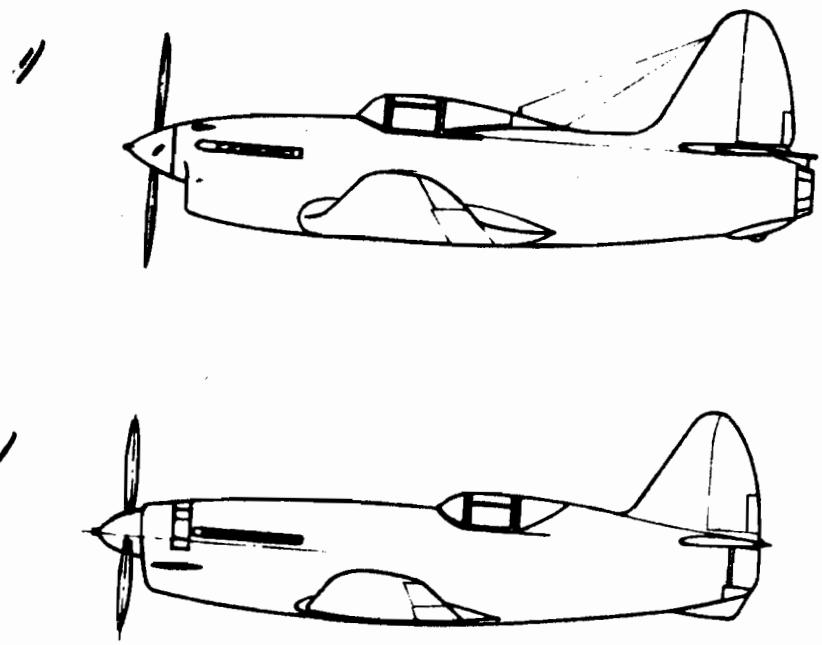


Рис. 10. Истребители с комбинированной силовой установкой (ПД + ПВРД):
1 — И-107 (1945 г.); *2* — И-250 «Н» (1945 г.)

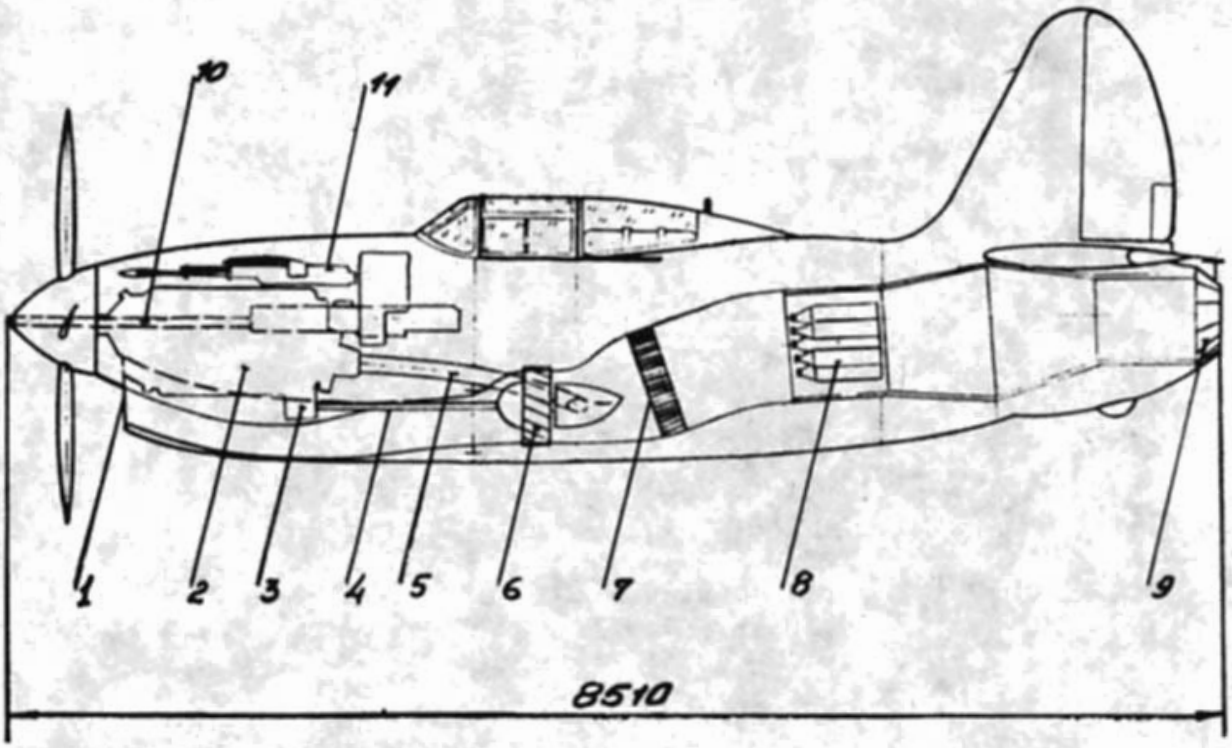


Рис. 11. Компоновка компрессорного воздушно-реактивного двигателя на самолете И-107 (Су-5):
1 — воздухозаборник ВРДК; *2* — поршневой двигатель ВК-107Р; *3* — редуктор привода компрессора ВРДК; *4* — вал привода компрессора ВРДК; *5* — воздухозаборный канал (всасывающий патрубок) поршневого двигателя; *6* — компрессор ВРДК, приводимый от поршневого двигателя; *7* — водорадиатор системы охлаждения поршневого двигателя; *8* — форсунки ВРДК; *9* — регулируемые створки выхлопного сопла ВРДК; *10* — пушка НС-23 в развале блока цилиндров двигателя ВК-107Р с боезапасом 100 снарядов; *11* — два синхронных пулемета УБС с боезапасом по 200 патронов



Истребитель И-250 («Н»)



Истребитель И-107 (Су-5)

направлялся в камеру сгорания. По пути воздух проходил через водяной радиатор системы охлаждения поршневого двигателя. При охлаждении радиатора повышалось теплосодержание воздуха, проходившего через него. Дальнейшее повышение теплосодержания воздуха происходило в камере сгорания в результате сгорания вспрыскиваемого топлива. Накопленная таким образом тепловая энергия преобразовывалась в кинетическую при истечении продуктов сгорания из сопла с регулируемой площадью поперечного сечения. Запас топлива на самолетах И-250 и И-107 обеспечивал непрерывную работу ВРДК в полете в течение 10 мин. Истребители имели мощное пушечное (И-250) и смешанное пулеметно-пушечное (И-107) вооружение, а также бронезащиту кабины летчика (рис. 10 и 11). К весне 1945 г. оба самолета были подготовлены к летным испытаниям. 3 марта 1945 г. летчик-испытатель А. П. Деев выполнил первый полет на истребителе И-250, созданном в ОКБ А. И. Микояна и имевшем заводское обозначение «Н». В апреле 1945 г. летчик-испытатель Г. Н. Комаров впервые поднял в воздух и истребитель Су-5 (И-107), созданный под руководством П. О. Сухого. Испытания Су-5 не удалось провести в полном объеме, они были прерваны в июне 1945 г. в связи с выходом из строя поршневого двигателя и компрессора ВРДК.

Самолет И-250 «Н» показал неплохие для своего времени летно-технические данные: на нем впервые в Советском Союзе в марте 1945 г. летчик А. П. Деев при включении ВРДК достиг максимальной скорости 825 км/ч на высоте 7800 м. Прирост скорости при включении ВРДК составил на этой высоте 148 км/ч. Тяга ВРДК и реактивных выхлопных патрубков поршневого мотора в этих условиях оказалась равной 335 кгс. Улучшилась и скороподъемность самолета: высоту 5000 м с включенным ВРДК истребитель набирал за 3,9 мин, а без ускорителя — за 4,6 мин. Почти на 1400 м увеличился и потолок самолета И-250 — с работающим ВРДК он стал равным 11 900 м [20]. Высокие летно-технические характеристики были достигнуты на самолете И-250 с взлетной массой,

равной 3680 кг, т. е. практически одинаковой с взлетной массой истребителей типа Ла-7 и Ла-9 с ЖРД- и ПВРД-ускорителями. Это явилось следствием применения на И-250 более совершенной, с меньшим удельным весом и лучшей аэродинамикой силовой установки. Использование ВРДК на взлете позволяло самолету И-250 иметь разбег 400 м, но с выключенным ВРДК длина взлетной дистанции увеличивалась из-за применения воздушного винта уменьшенного диаметра.

Самолет И-250 был выпущен небольшой серией и под обозначением МиГ-13 состоял на вооружении авиации ВМФ вплоть до 1950 г.

Самолеты И-250 и Су-5 явились переходными от поршневых самолетов к реактивным, с турбореактивными двигателями. На них впервые в практике отечественного самолетостроения были испытаны новые конструктивные решения и материалы, характерные для реактивных самолетов, такие, как специальная аэродинамическая компоновка тонкого прямого крыла, осевой компрессор, регулируемая в полете площадь выходного сопла, специальные жаропрочные материалы. И хотя комбинированная силовая установка не обеспечивала полностью выполнение требований по увеличению мощности и тяги, опыт ее разработки и результаты летных испытаний определили проведение научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, оказавших заметное влияние на создание первых отечественных самолетов с турбореактивными двигателями.

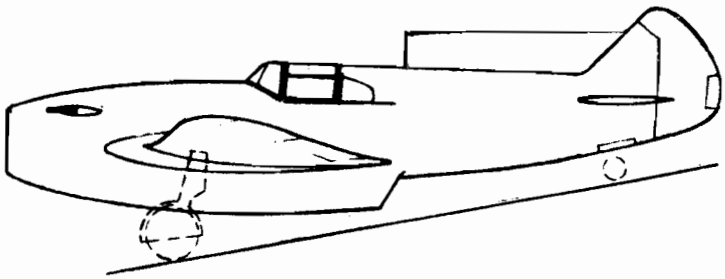


Рис. 12

В годы войны продолжались работы и по совершенствованию турбореактивного двигателя РТД-1 А. М. Люльки, выявлялись требования самолетостроительных конструкторских бюро к турбореактивному двигателю. Прорабатывалась также и возможность создания истребителя с турбореактивным двигателем. В 1943 г. под руководством М. И. Гудкова (одного из конструкторов известного поршневого истребителя ЛаГГ-3) проектировался вариант истребителя ЛаГГ-3 с турбореактивным двигателем РТД-1, который компоновался на самолете по так называемой «реданной» схеме с размещением двигателя в нижней части фюзеляжа и отводом выхлопных газов под хвост самолета. Расчетная максимальная скорость модифицированного самолета ЛаГГ-3 с двигателем РДТ-1 оценивалась в 900 км/ч.

Итогом работы коллектива А. М. Люльки в военные годы по созданию отечественного турбореактивного двигателя стали наземные испытания первого советского турбореактивного двигателя С-18 с тягой 1030 кгс, проведенные в марте 1945 г. Двигателю не суждено было подняться в воздух, он стал своего рода экспериментальным стендом, на котором проводились исследования по выявлению и решению основных проблем, связанных с расчетом, конструированием и доводкой турбореактивного двигателя. Опыт, полученный при разработке и испытаниях С-18, был

положен в основу работ по созданию нового турбореактивного двигателя, который предполагалось установить на первые советские турбореактивные самолеты.

ЛИТЕРАТУРА

1. Творческое наследие С. П. Королева — М: Наука, 1980, с. 398.
2. Королев С. П. Ракетный полет в атмосферу // Пионеры ракетной техники Ветчинкин, Глушко, Королев, Тихонравов. Избранные труды. — М: Наука, 1972, с. 430.
3. Королев С. П. Полет реактивных аппаратов в стратосфере // Там же, с. 376 — 380.
4. Королев С. П. Крылатые ракеты и применение их для полета человека // ТВФ. 1935. № 7.
5. Королев С. П. Тактико-технические требования на самолет с ракетными двигателями, 1936 г. // Пионеры ракетной техники Ветчинкин, Глушко, Королев, Тихонравов. Избранные труды. — М: Наука, 1972, с. 478 — 479.
6. Мошкин Е. К. Развитие отечественного ракетного двигателестроения. — М.: Машиностроение, 1973, с. 113.
7. Дудаков В. И. Некоторые эксперименты начального этапа применения в авиации стартовых ракетных ускорителей // Из истории авиации и космонавтики. Вып. 17 — 18. — М.: ИИЕТ АН СССР, 1972, с. 45.
8. Королев С. П. Тезисы доклада по объекту 318 «Научно-исследовательские работы по ракетному самолету» // Пионеры ракетной техники Ветчинкин, Глушко, Королев, Тихонравов. Избранные труды. — М: Наука, 1972, с. 513 — 518.
9. Данилов Б. Из истории создания реактивной авиации // Военно-исторический журнал. 1981. № 3. с. 71.
10. Некоторые даты к истории ЦАГИ (1918 — 1949 гг.). — М.: Машиностроение, 1978, с. 97 — 101.
11. Шелест И. С крыла на крыло. — М.: Молодая гвардия, 1969, с. 242 — 243.
12. Флоров И. Ф. Вклад Р. Л. Бартини в авиационную науку // Из истории авиации и космонавтики. Вып. 28. — М.: ИИЕТ АН СССР, 1976, с. 10.
13. Глушко В. П. Ракетные двигатели ГДЛ — ОКБ. — М.: АПН, 1975, с. 24 — 26.
14. Некоторые конструкции, разработанные под руководством В. П. Глушко, С. П. Королева и М. К. Тихонравова // Пионеры ракетной техники Ветчинкин, Глушко, Королев, Тихонравов. Избранные труды. — М: Наука, 1972, с. 730 — 731.
15. Пономарев А. Н. Советские авиационные конструкторы. — М.: Воениздат, 1977, с. 210 — 211.
16. Стечкин Б. С. Теория воздушного реактивного двигателя // ТВФ. 1929. № 2.
17. Щербаков А. Я. Летные испытания ПВРД на самолетах конструкции Н. Н. Поликарпова в 1939 — 1940 гг. // Из истории авиации и космонавтики. Вып. 3. — М.: ИИЕТ АН СССР, 1965.
18. Воронков Ю. С. и др. Авиационное двигателестроение // Развитие авиационной науки и техники в СССР. — М.: Наука, 1980, с. 186 — 187.
19. Выписка из объяснительной записки по определению летных данных самолета «Р». — Научно-мемориальный музей Н. Е. Жуковского. Фонд Р. Л. Бартини, оп. 5267, д. 198.
20. Шавров В. Б. История конструкций самолетов в СССР (1938 — 1950 гг.). — М.: Машиностроение, 1978.

УКАЗАТЕЛИ

В Указатели не включены страницы 4 — 5 книги I, страница 4 книги II и списки литературы. Перед номерами страниц книги II стоит цифра *II*. Иностранные летательные аппараты и двигатели даны с названиями фирм-изготовителей. Обозначения начинающиеся с цифр, и иностранные помещены в конце Указателей.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Летательные аппараты

А

"А" Поликарпова Н. Н. *см.* ТИС
"А" Четверикова И. В. *см.* МДР-6А
А-4, А-6 402б, 404 — 405
А-5М *см.* Мицубиси тип 96
А-7, -7бис 402б, 405 — 406
А-7-3а 402б, 406, 408
А-8 402б, 405 — 406
А-9, А-10 (крылатый) 405
А-10 (бескрылый) 408
А-12 402б, 407
А-13 402б, 405
А-14 402б, 406 — 407
А-15 402б, 407 — 408
Авро 504, 504К 23, 391
— "Ланкастер" *II* 280
— "Лимузин"G 353
Адера К. самолет 110; *II* 367
АИР-1 397 — 398
АИР-2 68
АИР-3 397
АИР-4 *II* 361
АИР-5 395
АИР-6 (Я-6, самолет № 6) 10, 103, 363 — 364, 372 — 373, 387, 395, 425, 434
АИР-6 гидро 397
АИР-9, -9бис, -10 392
АИР-11 395
АИР-12 397
АИР-16 395
АИР-17 *см.* УТ-3
АИР-18 394
АИР-19 105
АИР-21 (Я-21) 105, 394
"Аист" *см.* ОКА-38
АК 402б, 408 — 409
"Альбатрос" *см.* Де Хэвилленд DH-91 "Альбатрос"
Ан-2 92; *II* 175, 182
Анито-1 395
Ансальдо СВА-10 183
АНТ-1 8, 33, 37
АНТ-3 *см.* Р-3
АНТ-3 "Пролетарий" 181 — 182
АНТ-4 (*см.* также ТБ-1) 36 — 37, 298 — 301, 303 — 306, 417; *II* 369 — 370
АНТ-4 (Г-1) 303, 363
АНТ-4 (Н-120) 303
АНТ-4 "Страна Советов" 37, 301, 303
АНТ-5 *см.* И-4
АНТ-6 (*см.* также ТБ-3) 88, 304 — 306, 308, 312, 314; *II* 369 — 370
АНТ-6 "Авиаарктика" 224, 313 — 314, 337; *II* 371
АНТ-6 (Г-2) 72, 314, 363
АНТ-7 *см.* Р-6
АНТ-8 *см.* МДР-2
АНТ-9 71, 366 — 368, 373, 434; *II* 355 — 357, 370, 389
АНТ-9 (ПС-9) *см.* ПС-9
АНТ-9 "Крылья Советов" 367; *II* 370
АНТ-10 *см.* Р-7
АНТ-13 *см.* И-8
АНТ-14 "Правда" 363, 373 — 375; *II* 370
АНТ-16 *см.* ТБ-4
АНТ-17 *см.* ТШ-Б
АНТ-20 ("Максим Горький") 317 — 318, 320 — 323, 375; *II* 355, 370 — 371, 377, 389
АНТ-20 военный 317 — 318, 320, 322
АНТ-20бис *см.* ПС-124
АНТ-20бис именные 375
АНТ-21, -21бис *см.* МИ-3, -3Д
АНТ-22 *см.* МК-1
АНТ-23 *см.* И-12
АНТ-25 (РД) 74, 87 — 88, 100, 332 — 339, 423, 426; *II* 306, 314, 355, 370, 376, 387, 389
АНТ-26 *см.* ТБ-6
АНТ-27 *см.* МДР-4
АНТ-29 *см.* ДИП
АНТ-31, -31бис *см.* И-14
АНТ-35 (*см.* также ПС-35) 75, 243, 373
АНТ-36 (РД-Д) 100, 338
АНТ-37 *см.* ДБ-2
АНТ-37 "Родина" 96, 343 — 344, 347, 430; *II* 376
АНТ-37бис *II* 370
АНТ-40 (*см.* также СБ) 228 — 230, 232 — 234, 238
АНТ-41 *см.* Т-1
АНТ-42 (*см.* также ТБ-7) 13, 89, 107, 325, 329, 331, 423; *II* 68, 159, 376, 380, 389

АНТ-44 *см.* МТБ-2
АНТ-46 *см.* ДИ-8
АНТ-51 *см.* "Ива́нов" Сухого П. О.
АНТ-58, -59 *см.* Ту-2 ("58") и Ту-2 ("59")
Ар-2 85; *II* 53, 56, 59 — 60, 142, 171
АРК-3 269 — 274
АРК-5 (ПЛ-5) 188
АСК 293
АТ-1 395
"Аэрокобра" *см.* Белл Р-39 "Аэрокобра"

Б

"Б" *II* 53, 56 — 57
Б-1, -2, -3, -4, -5 *см.* МДР-6Б
ББ-1 (СЗ-3) *см.* Су-2
ББ-2 201
ББ-22 (Як-2, *см.* также "Самолет № 22", Як-4) 14, 426; *II* 49 — 53, 204
ББ-МАИ 193, 198, 200 — 201
Бе-2 *см.* КОР-1
Бе-4 *см.* КОР-2
Бе-6 *II* 183
Белл Р-39 "Аэрокобра" *II* 171, 240 — 242, 245, 247 — 252, 257 — 259, 265, 324
— Р-63 "Кингкобра" *II* 167, 242, 245, 247, 251, 259, 388
БИ *II* 329, 400, 405 — 409, 418, 422
БИ-ВС *II* 407 — 408
"Би-Кок" 202
БИС № 2 *II* 367
БИЧ-11 *II* 396
"Блерио" *II* 369
Блерио XI ("Траверсе Ла Манш") *II* 367
— 110 335
— 127М-5 222
"Блитц" *см.* Хейнкель Не-70 "Блитц"
Боинг В-15 *II* 377
— В-17 "Летающая крепость" ("Флаинг Фортресс") 332; *II* 121, 161, 262, 276, 279 — 282, 377
— В-29 "Сверхкрепость" ("Суперфортресс") 332; *II* 121, 282 — 283
БОК-1, -7, -11, -15 338; *II* 399
"Бостон" *см.* Дуглас DB-7 "Бостон"
БП-3 *II* 67
Бристоль "Бленхейм" *II* 374
"Буревестник" 397
БШ-1 *см.* Валти V-11
БШ-2 (ЦКБ-55 № 2, *см.* также ЦКБ-55 № 1) 89, 211, 215 — 216, 218; *II* 42 — 43, 51, 52, 171
БШ-МВ 14, 219; *II* 43, 46

В

Валти V-11 (БШ-1) 207 — 208, 211, 421
"Валь" *см.* Дорнье "Валь"
Виккерс "Виастра" 366
Виккерс "Вими" 355
ВИТ, ВИТ-1 (МПИ-1) 83, 223 — 224, 245 — 247
ВИТ-2 239, 245 — 247; *II* 55
ВТ-11 *см.* И-5 (ВТ-11)
"Вуазен", Вуазен LAS 174 — 175, 361, 390

Г

Г-1 *см.* АНТ-4 (Г-1)
Г-2 *см.* АНТ-6 (Г-2)
Г-3, Г-4 402а, 410
Г-9 *II* 402
Г-10 68
Г-12 *II* 402
Г-14 *II* 365
Г-15 392
Г-20 68, 392
Г-21 392
Г-22, Г-23бис 397
Г-27 392
Г-28 105, 394
Г-38 *см.* ЛК-2
ГАЗ № 5 8, 357
Гаккель-IX *II* 345, 351
"Галифакс" *см.* Хэндли-Пейдж "Галифакс"
"Гигант" 323
"Гидро-1" *см.* СПЛ
Гр-1 *см.* ИС Грушина П. Д.
"Гранд Балтийский" 295
ГСТ (*см.* также Консолидейтед PBY-1 276
Гу-1 *II* 171
Гу-82 *II* 82

Д

"Д" *II* 427 — 429
Д-2 (ДИ-2) 126
ДАР 250, 268 — 270
ДБ-1 (РД-ВВ) 339, 423, 432
ДБ-2 (АНТ-37) 339 — 344, 346; *II* 355, 387, 389
ДБ-2 "Родина" *см.* АНТ-37 "Родина"
ДБ-3 (ЦКБ-30) 11, 14, 75, 95, 210, 223, 272, 276, 340, 342 — 351, 422, 426, 432; *II* 61, 149, 151, 159, 186, 236, 328, 357 — 358, 361, 370, 374, 377, 381, 387, 389
ДБ-3 (ЦКБ-54) 350 — 351
ДБ-3 "Летающая лаборатория" *II* 328
ДБ-3Т 345, 349; *II* 149
ДБ-3ТП 276, 342, 345, 350
ДБ-3-УПС 351 — 352
ДБ-3Ф (*см.* также Ил-4) 283, 426, 432; *II* 45, 61 — 67, 71, 149, 151 — 152, 160, 186, 236, 380
ДБ-4 (ЦКБ-56) 14; *II* 62, 67, 171
ДБ-240 (*см.* также Ер-2) 14, 384; *II* 63
ДБ-А 323 — 330, 375; *II* 190
ДБ-А (Н-209) 325, 327 — 328

ДБ-ЛК 13 — 14; *II* 64 — 67
ДВБ-102 14; *II* 150, 154 — 156, 175
ДГ-52 *см.* ИП-1
ДГ-58 ("Иванов" Григоровича Д. П.) 196, 200
Де Хэвилленд:
DH-4 22 — 23, 355
DH-9 22 — 23, 49, 54, 174 — 175, 355; *II* 277
DH-9A 22 — 23, 174, 178
DH-10 *II* 277
DH-88 "Комета", DH-91 "Альбатрос" *II* 279
DH-98 "Москито" *II* 50, 143, 145, 148, 272 — 273, 277 — 279
"Комета" (реактивный) *II* 280
ДИ-1 125 — 126
ДИ-2 *см.* Д-2
ДИ-3 9, 126 — 127
ДИ-4 127
ДИ-6 (ЦКБ-11) 127 — 131, 134, 206, 426, 432
ДИ-6Ш 130, 206, 210
ДИ-8 (АНТ-46) 223 — 224, 235 — 236
ДИП (АНТ-29) 223 — 229, 244
ДИС Кочеригина С. А. 14
ДИС Микояна А. И. (МиГ-5) 14; *II* 32, 171
ДКЛ 105
Дорнье "Валь" 250, 263, 265, 267 — 268, 270
— До-Х 277
— До-18К 99
— "Комета" 354 — 355, 357, 361
Дуглас А-24 "Даунтлесс" 128
— DB-7 (А-20) "Бостон" *II* 240, 272 — 275, 277, 324
— DC-1, -2 389
— DC-3 12, 385, 388 — 389, 426; *II* 282
ДФ-1 8

Е

Ер-2 (*см.* также ДБ-240) 101; *II* 63 — 67, 149 — 150, 159, 164, 204, 236, 271, 387, 411

Ж

"Ж" *см.* И-270(Ж)

З

"Звено" 119, 153, 303, 314; *II* 401
ЗиГ-1 381 — 382

И

"И" *II* 397
И-1 Григоровича Д. П. 8 — 9, 115
И-1 (И-1-М5) Поликарпова Н. Н. (*см.* также ИЛ-400б) 8, 55, 114 — 116, 175, 252; *II* 190
И-2 55, 115 — 116, 118, 432
И-2бис 115 — 116, 118, 432; *II* 35
И-3 9, 60, 71 — 72, 116, 117, 120, 122, 125 — 126, 222, 416, 432; *II* 369 — 370, 387, 389
И-4 (АНТ-5) 9, 60, 68, 70, 117 — 120, 122, 125, 127, 222, 303, 417, 432; *II* 369 — 370, 387 — 389
И-4бис 118
И-4 с ЖРД ОРМ-52 *II* 397
И-5 9, 60 — 61, 70 — 71, 117, 120 — 123, 125, 131 — 133, 136, 147, 151, 156, 189, 322, 365, 416 — 417, 426, 432; *II* 369 — 370, 375, 387 — 389, 392
И-5 (ВТ-11) 9, 121
И-5 "Клим Ворошилов" 60, 117, 121
И-5 "Подарок XVI партсъезду" 71, 121
И-6 121 — 122
И-7 (*см.* также Хейнкель HD-37) 117, 121, 123, 133, 432
И-8 (АНТ-13) 121, 124 — 125
И-9, И-10 121, 125
И-12 (АНТ-23) 150 — 152
И-14, И-14бис (АНТ-31, АНТ-31бис) 128 — 129, 136, 147 — 149, 152, 155, 157, 426, 430, 432; *II* 362, 363
И-15 (ЦКБ-3) "Чайка" 11, 17, 92, 107, 127 — 134, 136 — 143, 145, 148, 156, 407, 421, 427, 430, 432; *II* 5, 199, 365, 370, 375, 377, 379, 387 — 389, 392
И-15бис (И-152) 107, 130, 134, 137, 142 — 145, 160 — 161, 210, 430, 432; *II* 35, 74, 365, 370, 375, 379, 387 — 389, 392, 425
И-16 11 — 13, 70, 77, 92, 127 — 129, 136, 141 — 143, 145, 147, 149 — 150, 152, 154 — 168, 170, 206, 284, 314, 339, 394, 421, 426, 430, 432; *II* 5, 12, 17, 18, 74 — 75, 164, 178, 198 — 199, 204, 247, 255, 302, 350, 355, 362, 370, 375, 377, 379, 381, 387 — 389, 392
И-16 (ЦКБ-12, -12бис) 128 — 129
И-16 тип 4 129, 137, 158
И-16 тип 5 129, 135, 137, 158 — 162, 165, 167, 194, 206; *II* 370, 375, 389
И-16 тип 10 135, 137, 161 — 163, 165 — 167; *II* 375, 387 — 389, 392
И-16 тип 12 135, 161
И-16 тип 17 (И-16П) 135, 137, 161 — 163
И-16 тип 18 135, 137, 161 — 163, 166 — 167
И-16 тип 24 135, 137, 166 — 167; *II* 10, 32, 370, 375, 387 — 389, 392
И-16 тип 27 162
И-16 тип 29 167 — 168; *II* 32, 36 37
И-16П *см.* И-16 тип 17
И-17 168 — 169, 339
И-17 (ЦКБ-15) 168 — 169
И-17 (ЦКБ-19), И-17бис 83, 168

И-21 (ЦКБ-32) 13, 168 — 169; *II* 10 — 11, 17 — 18
И-22 (*см.* также И-301) 13
И-26 (*см.* также Як-1) 13; *II* 10 — 17, 24, 26, 29, 32, 48, 319
И-28 Яковлева А. С. 14; *II* 10, 25 — 27, 116, 155
И-28 Яценко В. П. 13; *II* 9 — 12, 48
И-29 14; *II* 48
И-30 *II* 14
И-61 14
И-95, -95бис *см.* Накадзима Ki.10
И-96 (тип 96, А-5М) *см.* Мицубиси тип 96
И-97 *см.* Накадзима Ki.27
И-107 *см.* Су-5 (И-107)
И-135 14
И-152 *см.* И-15бис
И-152 с ПВРД *II* 425 — 427
И-153 "Чайка" 14, 92, 130, 134, 137, 142 — 145, 167, 210, 421, 430, 432; *II* 18, 32, 35, 74 — 75, 164, 190, 204, 247, 349 — 350, 365, 370, 375, 379, 381, 387 — 392, 427
И-153 с ПВРД *II* 427
И-180 96, 168 — 171; *II* 9 — 12, 48
И-185 13, 95; *II* 17 — 18, 32, 116 — 120, 178
И-190 14, 145
И-200 (*см.* также МиГ-1) *II* 11, 24 — 27, 32, 46, 171
И-207 14; *II* 10 — 11, 18, 427
И-218 *II* 192
И-220 13; *II* 119 — 120, 122 — 123, 173
И-221, -222, -224 *II* 125
И-225, -230 *II* 119 — 120, 123
И-231 *II* 122, 173
И-250 (Н) (*см.* также МиГ-13) *II* 170, 188, 414, 432 — 435
И-270 (Ж) *II* 400 — 401, 419 — 420
И-301 (*см.* также ЛаГГ-3) *II* 10 — 11, 15 — 17, 24, 26, 32, 319
И-330 *см.* Су-1
И-Z 9, 129, 136, 148, 151 — 152, 432
"Ива́нов" (программа) 196 — 197, 200, 210
— Григоровича Д. П. *см.* ДГ-58
— Немана И. Г. (*см.* также ХАИ-52) 196, 200, 211
— Поликарпова Н. Н. 193, 196, 198 — 200
— Сухого П. О. (АНТ-51, СЗ, СЗ-1, -2, "Сталинское задание", *см.* также Су-2) 13, 196 — 200, 210 — 211, 218; *II* 47
ИВС *II* 425
Изакко-4 402 — 402а
Ил-1 *II* 119 — 121
Ил-2 47, 89, 201, 422, 426, 429; *II* 32, 43 — 47, 51 — 53, 73, 79, 94, 104, 118, 130 — 139, 171 — 172, 202, 205, 208 — 210, 213, 218, 219, 225, 227, 236, 302, 322, 380 — 381, 384, 387 — 388
Ил-2 одноместный (ЦКБ-55П) 214, 217 — 219; *II* 131
Ил-2И *II* 118
Ил-4 (*см.* также ДБ-3Ф) 96 — 98, 430; *II* 61, 149 — 154, 156 — 157, 160, 164, 186, 218, 225 — 226, 236, 277, 345, 357, 361, 380, 387 — 388
Ил-4Т *II* 152
Ил-6 101; *II* 150, 154, 156 — 157
Ил-6 (ЦКБ-60) *см.* ЦКБ-60
Ил-8 *II* 134 — 137
Ил-10 *II* 121, 134 — 138, 140, 173, 190, 225, 234, 236, 384, 387
Ил-10М *II* 135
Ил-14 *II* 183
ИЛ-400 113
ИЛ-400б (И-1) 113 — 114, 116
"Илья Муромец" 22, 48, 77, 98, 295 — 296, 353 — 355; *II* 190, 349 — 350, 370, 387 — 388
"Имени Известий ВЦИК" *см.* Р-1 "Имени Известий ВЦИК"
Иосифьяна вертолеты 402 — 402а
ИП-1 (ДГ-52) 129, 136, 147, 150, 152 — 154, 157, 432; *II* 363
ИС (Гр-1) Грушина П. Д. 14; *II* 171
ИС (ИС-1) Никитина В. В. и Шевченко В. В. 15; *II* 20, 365 — 366
ИС-2 *II* 21

К

К-1 8, 357, 361 — 363
К-2 362
К-3 361 — 363
К-4 183, 361 — 364, 418, 434
К-4 "Червона Украина", "Рабочий Январки" 363
К-5 70 — 71, 319, 361, 363 — 366, 368 — 369, 380, 418, 424, 434; *II* 362 — 363
К-5 "Огонек" 366
К-6 361
К-7 317 — 320, 361, 375; *II* 362 — 363, 370 — 371, 377, 387 — 389, 391
К-9 361
К-10 361, 392
К-12, К-13 422
Ка-10 *II* 196
КАИ-1 392 — 393
"Калеп" *II* 190
Капрони-101 237
— Са-60 "Капрониссимо" 297
КАСКР-1 "Красный инженер", КАСКР-2 402б — 403
Кертис Р-36, УР-37, ХР-42 *II* 244 — 245
— Р-40 "Томагаук" *II* 211, 240 — 241,

244 — 247, 259
Кертис "Киттихаук" ("Уорхаук") *II* 240, 244 —246
"Кингкобра" *см.* Белл Р-63 "Кингкобра"
"Клим Ворошилов" *см.* И-5 "Клим Ворошилов"
"Кодрон" 390
"Комета" *см.* Де Хэвилленд DH-88 "Комета" и "Комета" (реактивный); Дорнье "Комета"
КОМТА 22, 32 — 33, 296 — 297, 355, 357
"Конек-Горбунок" 8, 22
Консолидейтед РВУ-1 (*см.* также ГСТ) 276, 425
— В-24 "Либерейтор" *II* 121, 161, 262, 279 — 282
КОР-1 (Бе-2) 284 — 286
КОР-2 (Бе-4) 14, 294; *II* 70, 237
КОР-3 14, 294
КР-1 (Хейнкель HD-55) 284 — 285
КР-6, -6П 222 — 224, 350, 432
Кр-6А *см.* МР-6
"Красный инженер" *см.* КАСКР-1
"Кречет" *см.* ТИ-28 "Кречет"
"Крокодил" *см.* ПС-9 "Крокодил"
"Крылья Советов" *см.* АНТ-9 "Крылья Советов"
Кудашева А. С. самолет *II* 367

Л

Ла-5 *II* 81 — 84, 94, 98 — 102, 107, 109, 117 — 121, 124, 127, 179, 182, 219, 225 — 227, 235, 245, 253, 257, 260 — 263, 272, 314, 361, 375, 381, 387 — 389, 392, 413
Ла-5УТИ *II* 102 — 103
Ла-5Ф *II* 97, 100, 241
Ла-5ФН *II* 95 — 97, 101 — 102, 107, 109, 118, 127, 182, 190, 235, 257, 261, 265, 375, 381, 387 — 389, 392
Ла-7 *II* 95, 110 — 112, 114 — 115, 125 — 127, 182, 225, 235, 242, 263, 266 — 271, 375, 379, 383, 384, 387 — 389, 399, 417
Ла-7 ("126") с ПВРД *II* 431, 435
Ла-7 с ПуВРД *II* 431
Ла-7Р *II* 414 — 417, 435
Ла-9 *II* 182, 354, 384, 388, 392
Ла-9РД *II* 431, 435
Ла-9 ("138") с ПВРД *II* 431, 435
Ла-11 *II* 182, 384, 387, 389, 391
Ла-15 *II* 422
Ла-120Р ("120") *II* 417
Ла-160 *II* 421
ЛаГГ-3 (*см.* также И-301) 44; *II* 16, 29, 32, 33 — 41, 74 — 77, 81 — 84, 87 — 88, 92 — 93, 98, 105, 118, 165, 171, 179, 202, 204 — 205, 208, 219, 235, 241, 250, 279, 319, 321, 344, 354 — 355, 366, 381, 387 — 389, 399, 429, 435
ЛаГГ-3 с ПВРД *II* 429
ЛаГГ-3 с ТРД *II* 435
ЛАКМ-1 50
"Ланкастер" *см.* Авро "Ланкастер" 8
"Лебедь-12" 174
"Летающая крепость" *см.* Боинг В-17
"Летающий танк" *II* 324
Ли-2 (*см.* также ПС-84) 389, 426, 430; *II* 175, 182, 237, 387 — 389
"Либерейтор" *см.* Консолидейтед В-24
ЛИГ-5 *см.* П-3
ЛИГ-8 105
ЛИГ-10 *см.* СХ-1
ЛК-1 395
ЛК-2 (Г-38) 244
ЛК-3 245
ЛЛ (ЛЛ-1, -2) *II* 400 — 401, 421
Локхид "Орион" 376, 379
ЛР (ЦКБ-1) 184, 186, 189 — 190, 421
ЛШ 203

М

М-5 22, 249 — 251, 253; *II* 348
М-9 22, 249 — 251, 260
М-20 249 — 250, 260
М-23 8
М-24 8, 250 — 251, 260
МА-1 293
МАИ-3 *см.* Ш-тандем
Максима Х. самолет 110
"Малютка" *II* 400, 411
Мартинсайд F-4 49, 57
МБР-2 11, 250, 253 — 258, 267, 422, 425, 430, 434; *II* 307
МБР-4 (*см.* также Савойя С-62) 252 — 253, 430
МБР-5 254, 257
МБР-7 (МС-8) 254, 257 — 259; *II* 70
МБР-317 14, 294
МДР-1 (*см.* также РОМ-1, -2) 259, 261
МДР-2 (АНТ-8) 72, 250, 261 — 264
МДР-3 250, 263 — 266, 271, 287
МДР-4 (АНТ-27) 89, 250, 264 — 267, 279, 425, 434
МДР-5 (МС-5) 272 — 273, 275 — 276, 350; *II* 70
МДР-6 (Че-2) 272 — 276, 279, 350, 434; *II* 70 — 71
МДР-6А ("А") *II* 71
МДР-6Б (Б-1, -2, -3, -4, -5) *II* 70 — 72
МДР-7 272
МДР-288, -301 14, 294
Мессершмитт:
DFS-194 *II* 407
Ме-109 (Bf-109) 145, 163 — 165, 168;

II 79, 89 — 90, 93 — 94, 113 — 115, 132, 240, 243, 260 — 263, 267, 278, 295, 379, 387
Me-109B (Bf-109B) 135, 137, 159, 164 — 166, 237; *II* 375, 379 — 380, 388, 392
Me-109C, -109D 166
Me-109E 135, 137, 166 — 167, 171; *II* 7, 32 — 40, 61, 75 — 77, 79, 88, 90 — 91, 141, 165, 241, 253 — 254, 375, 379, 383, 387 — 389, 399
Me-109F *II* 7, 76 — 78, 87 — 93, 165, 210, 220, 246, 250, 254, 260, 273, 381, 388, 392
Me-109G *II* 7, 85 — 87, 90 — 97, 100, 102, 106, 108, 110, 115, 241 — 242, 245 — 246, 250, 253, 254, 258, 260 — 261, 264 — 265, 273, 379, 383, 384, 387 — 389, 392
Me-109K *II* 115, 268
Me-110 *II* 106, 141, 295
Me-163 *II* 114 — 115, 407
Me-262 *II* 111, 112, 114, 258, 415
Ми-1 *II* 196
Ми-3 (АНТ-21) 224 — 229, 232, 244
Ми-3Д (АНТ-21бис) 223, 225 — 227
МиГ-1 (*см.* также И-200) 89; *II* 26 — 27, 28, 33, 35, 171, 202, 204, 237
МиГ-3 89; *II* 26, 28 — 30, 33 — 41, 58, 74 — 80, 88, 94, 98, 119 — 120, 122, 179, 202, 205, 208, 213, 218, 236 — 237, 241, 344, 366, 380 — 381, 389, 392
МиГ-4, -6 *см.* ПБШ-1, -2
МиГ-5 *см.* ДИС
МиГ-8 "Утка" 397
МиГ-9 (поршневой) *II* 80
МиГ-13 (*см.* также И-250) *II* 435
МиГ-15 *II* 422
"Митчелл" *см.* Норт Америкен B-25 "Митчелл"
Мицубиси Тип 96 (И-96, A-5M) 142, 159 — 161, 163
МК-1 (АНТ-22) 277 — 279, 282
МК-21 "Рыбка" 8
ММН 230, 239, 243
Можайского А. Ф. самолет 5, 110; *II* 367, 375
Моран G *II* 367, 375
"Мораны" 52; *II* 325, 369
"Москва" *см.* ЦКБ-30 "Москва"
"Моско́вский большевик" *см.* Р-1 "Московский большевик"
МП 288 — 289
МП-1, -1бис, -1Т 257 — 258
МП-7 276
МПИ-1 *см.* ВИТ-1
МР-1 55, 179, 251, 259 — 260, 425, 432
МР-2 9, 251 — 253, 259 — 260
МР-3 252 — 253
МР-3бис 252
МР-5 188, 430, 434
МР-6 (Кр-6А) 221, 223, 432
МС-5 *см.* МДР-5
МС-8 *см.* МБР-7
МТБ-1 (ТОМ, *см.* также МДР-4) 264, 267, 279, 282
МТБ-2 (АНТ-44) 13, 279 — 283, 340; *II* 70
МУ-1 52, 434
МУ-4 105

Н

"Н" *см.* И-250 (Н)
Н-2 *см.* ЦКБ-30 Н-2
Накадзима Ki.10 (Тип 95, И-95, И-95бис, 1 — 95) 133 — 134, 137, 139 — 140, 142
— Ki.27 (Тип 97, И-97) 134 — 135, 137, 142 — 145, 160 — 161, 163
"Наш ответ" *см.* Р-3 "Наш ответ"
НБ *II* 158
НВ-1, НВ-2 394
НВ-5 392, 394
Норт Америкен:
A-36A *II* 262
B-25 "Митчелл" *II* 240, 272 — 273, 275 — 276
NA-40, A-62 *II* 275
NA-73X *II* 258
P-51 "Мустанг" *II* 167, 257 — 263, 265 — 271
Нортроп 2E *II* 328
Ньюпор IV 201; *II* 387 — 389
— X, XI, XXI 52; *II* 375
— -24, -24бис 22; *II* 367, 387 —389
"Ньюпоры" *II* 369 — 370

О

ОБШ *см.* Су-6
"Объект 218" *см.* РП-218
"Объект 601" *см.* РП-318-1
"Огонек" *см.* К-5 "Огонек"
ОКА-38 "Аист" (СС-2) 14, 105, 395
ОКО-1 386 — 387
ОКО-6 14; *II* 30 — 31
ОКО-6бис *II* 30 — 31
"Октябренок" 207, 397
"Омега" 68, 402а, 409
"Омега" II 402а, 409 — 410
ОПБ 14
"Орион" *см.* Локхид "Орион"
ОСГА (ОСГА-101) 285 — 289

П

П-II Крылова А. А. 8
П-2 (ПМ-1) Поликарпова Н. Н. 9, 357, 359 — 360
П-3 (ЛИГ-5) 104 — 105
П-IV 8, 52

П-IVбис 390
П-5 (Р-5) 72, 188, 363
П-VI 8
ПБ-100 *см.* Пе-2 (ПБ-100)
ПБШ-1 (МиГ-4) 14, 219; *II* 43, 45 — 46
ПБШ-2 (МиГ-6) *II* 45 — 46
Пе-2 85; *II* 47, 53 — 60, 124, 141 — 147, 165, 171, 190, 202, 205, 208, 220, 225 — 226, 230, 236, 264, 271, 273 — 274, 323, 355 — 358, 361, 364, 380, 388 — 389, 406, 411 — 413
Пе-2ВИ *II* 124
Пе-2И *II* 143, 145, 148 — 149, 411 — 412
Пе-2 "Летающая лаборатория" *II* 330
Пе-2М *II* 143, 148 — 149
Пе-2 (ПБ-100, *см.* также "100") 14, 423
Пе-2 с РД-1 *II* 411 — 417
Пе-3, Пе-3бис *II* 55, 236, 413
Пе-8 *см.* ТБ-7
"Пегас" 396
П-Зет 189
ПЛ-5 *см.* АРК-5
По-2 *см.* У-2
"Подарок XVI партсъезду" *см.* И-5 "Подарок XVI партсъезду"
Потез XX 181
"Правда" *см.* АНТ-14
"Пролетарий" *см.* АНТ-3 "Пролетарий"
ПС-7 (Р-6) 72, 363
ПС-9 (АНТ-9) 72, 363 — 364, 366, 368 — 369, 380, 424, 434
ПС-9 "Крокодил" 369
ПС-35 (АНТ-35) 75, 243, 373, 381 — 382, 384 — 385, 388; *II* 182
ПС-40 *см.* АНТ-40
ПС-41 83, 243
ПС-84 (*см.* также Ли-2) 382, 388 — 390; *II* 237
ПС-89 72, 373, 381 — 382
ПС-124 (АНТ-20бис) 323, 368, 373 — 376; *II* 370, 377, 389

Р

"Р" *II* 379, 397
Р-1 8, 22 — 24, 27, 55 — 56, 175 — 181, 183, 185 — 187, 425, 432; *II* 370
Р-1 "Имени Известий ВЦИК", "Московский большевик" 178
Р-2 178, 183
Р-3 (АНТ-3) 9, 23, 36 — 37, 55, 60, 118, 178 — 183, 185 — 187, 299, 432; *II* 326, 369 — 370
Р-3 "Наш ответ" 182
Р-4 178, 180, 183 — 184
Р-5 9 — 10, 60, 71 — 73, 183 — 190, 196, 200, 202, 205 — 206, 395, 416, 425, 430, 434; *II* 327, 329, 370, 379, 387 — 389, 392, 403
Р-5 (П-5) *см.* П-5
Р-5 ССС 186, 189, 205 — 206, 210, 434
Р-5Ш 188, 205 — 206, 210
Р-6 (АНТ-7) 9, 60, 72, 220 — 224, 228, 366, 425, 430, 432; *II* 370, 387 — 389
Р-6 (Н-166) 224
Р-6 (ПС-7) *см.* ПС-7
Р-7 (АНТ-10) 184, 186 — 187
Р-9 194 — 197, 209
Р-10 (ХАИ-5) 76, 193 — 198, 200, 207, 211, 426, 434; *II* 47
Р-12 14; *II* 49
Р-114 *II* 409
"Рабочий Январки" *см.* К-4 "Рабочий Январки"
Райан XV-5A 269
Райт бр. самолет *II* 367
РАФ-11, -11бис 386 — 387
РД *см.* АНТ-25
РД-ВВ *см.* ДБ-1
РД-Д *см.* АНТ-36
Р-Зет 184, 186, 189, 196, 200, 205 — 207, 210, 434; *II* 402
Рипаблик Р-47 "Тандерболт" *II* 167, 260 — 261, 263 — 265, 330
РК-И 15; *II* 360
РМ-1 368 — 369, 387
"Родина" *см.* АНТ-37 "Родина"
РОМ-1 (*см.* также МДР-1) 9, 250, 259 — 261, 273, 416
РОМ-2 (*см.* также МДР-1) 9, 250, 260 — 261, 416
РОМ-2бис 261
Рорбах "Ромар" 262
"Рот Фронт" *II* 316
РП-1, РП-2 *II* 395 — 397, 423
РП-218 ("Объект 218") *II* 399 — 402, 404, 423
РП-318 *II* 400
РП-318-1 (РП-218-1, "Объект 601") *II* 402 — 403, 423
"Русский витязь" 295 — 296, 353; *II* 349
"Рыбка" *см.* МК-21 "Рыбка"

С

"С" 15; *II* 44 — 45, 47 — 48
С-6А *II* 367
С-11 *II* 347
С-12 *II* 348
Савойя С-55 367
— С-62, С-62бис (см. также МБР-4) 252 — 253, 256, 425
— С-81 237
"Саламандра" *см.* Сопвич T.F.2 "Саламандра"
САМ-5, САМ-5бис 395
САМ-5-2бис 397
САМ-10 105 — 106, 395

САМ-10бис 395
САМ-11 105
САМ-13 15; *II* 19 — 20
САМ-14 105, 386 — 387
САМ-16 105
"Самолет № 22" *II* 49 — 53
Самолеты-снаряды 10Х, 14Х *II* 212
СБ (*см.* также АНТ-40) 11 — 13, 74, 83, 224, 230 — 231, 234 — 244, 246 — 247, 349, 384 — 385, 423, 425 — 426, 430, 432; *II* 5, 53, 55, 60, 71, 142, 171, 199, 271, 274, 277, 302, 307, 329, 355, 370, 374 — 377, 379, 381, 387 — 389, 392
СБ бис, бис2, бис3 239 — 243
СББ-1 14
СБ — летающая лаборатория *II* 364
СБ-РК 243
СДБ *II* 143, 145, 149
СЗ ("Сталинское задание"), СЗ-1, СЗ-2, СЗ-3 (ББ-1) *см.* "Ива́нов" Сухого П. О. и Су-2
"Синяя птица" 355
СК, СК-2 15
СК-6 *II* 397
СК-9 *II* 402
"Сопвичи" 22, 171; *II* 370, 389
Сопвич-триплан 297
Сопвич T.F.2 "Саламандра" 202
СП *II* 399
Спад-51 122
Спад SA.2 174 — 175
СПБ 13; *II* 55 — 56, 59 — 60
"Спитфайр" *см.* Супермарин "Спитфайр"
СПЛ "Гидро-1" 285 — 289, 397
СР (ЦКБ-27) 190 — 195, 340, 421
СРБ 14
СС-2 "Аист" *см.* ОКА-38
"Сталинское задание" *см.* "Иванов" Сухого П. О.
"Сталь-2" 71, 104, 363 — 364, 369 — 372, 380, 383, 395, 426; *II* 345, 352, 359
"Сталь-3" 70, 364, 371 — 372, 380, 426, 434
"Сталь-6" 169
"Сталь-7" 83, 373, 381 — 384; *II* 62 — 66, 411
"Сталь-11" 83, 386 — 387
"Стирлинг" *см.* Шорт "Стирлинг"
"Страна Советов" *см.* АНТ-4 "Страна Советов"
"Стрела" *II* 420
Су-1 (И-330) *II* 11, 27 — 29, 124
Су-2 (СЗ-3, ББ-1; *см.* также "Ива́нов" Сухого П. О.) 96, 199 — 201, 430; *II* 47, 51 — 53, 179, 182, 190, 204, 236
Су-3 *II* 124
Су-4 95; *II* 182
Су-5 (И-107) *II* 170, 188, 414, 432 — 434
Су-6 (ОБШ, СА) 14, 95, 219; *II* 42 — 44, 136 — 137, 139 — 140, 178
Су-7 с РД-1 *II* 414 — 417
Су-8 95; *II* 45, 140, 178
Су-26 *II* 196
СУВП 8, 357, 360 — 361
Супермарин "Спитфайр" 111, 116; *II* 78, 90, 108, 167, 240 — 243, 245, 249 — 250, 252 — 258, 263, 265 — 271, 387 — 388, 392
СХ-1 (ЛИГ-10) 105
Сьерва С-6, С-8, С-19 403
— С-30 406

Т

Т-1 (АНТ-41) 223, 342, 349 — 350
Та-3, Та-3бис *II* 32
"Тайфун" *см.* Хоукер "Тайфун"
"Тандерболт" *см.* Рипаблик Р-47 "Тандерболт"
Таррант "Табор" 297
ТБ-1 (*см.* также АНТ-4) 9, 36, 60, 71 — 72, 119, 220, 222, 298, 300 — 304, 306, 311, 417, 425, 430, 432; *II* 190, 311, 355, 369 — 370, 376, 387, 389 — 390, 399
ТБ-1 (Г-1) *см.* Г-1
ТБ-1А 298
ТБ-1П 223, 300 — 301, 303, 350
ТБ-2 300 — 301
ТБ-3 (*см.* также АНТ-6) 9, 72 — 74, 89, 100, 107, 222, 236, 288 — 289, 304 — 305, 307 — 316, 323, 326, 328 — 331, 373, 417, 425 — 426, 430, 432; *II* 5, 190, 271, 302, 312, 355, 357, 363, 370 — 371, 376, 389 — 391, 401, 426
ТБ-3 "Авиаарктика" *см.* АНТ-6 "Авиаарктика"
ТБ-3 (Г-2) *см.* Г-2
ТБ-3Д 100
ТБ-3 самолет-снаряд 314
ТБ-4 (АНТ-16) 315 — 318, 320, 322 — 323; *II* 370 — 371, 376, 387 — 389, 391
ТБ-5 (ЦКБ-8) 9, 82, 263, 265, 305, 307, 309 — 311
ТБ-6 (АНТ-26) 315, 317, 320, 323; *II* 327, 376
ТБ-7 (Пе-8; *см.* также АНТ-42) 11, 13, 89, 101, 283, 319, 325, 327, 329 — 332, 375, 426; *II* 64 — 65, 68 — 71, 149 — 150, 159 — 164, 171, 182, 204, 209, 236 — 237, 271, 281 — 282, 345, 355, 361, 370 — 371, 380, 384, 387 — 389, 391, 422
"Темпест" *см.* Хоукер "Темпест"
ТИ-28 "Кречет" 14
Тип 95, Тип 97 *см.* Накадзима Ki. 10, Ki. 27
Тип 96 *см.* Мицубиси Тип 96
ТИС ("А") 14; *II* 31 — 32, 171
ТОМ *см.* МТБ-1

"Томагаук" *см.* Кертис Р-40 "Томагаук"
Ту-2 *II* 147 — 148, 173, 179, 182, 190, 220, 225, 234, 236, 330, 359 — 361, 380 — 381, 384, 387 — 388, 418, 420 — 421
Ту-2 ("58", "103", АНТ-58, ФБ) 14, 423; *II* 56 — 60, 171
Ту-2 ("59", "103У", АНТ-59) *II* 57 — 60, 67, 147, 271
Ту-2 ("60", "103В") *II* 147
Ту-2Д ("62", "65") *II* 150, 154, 158 — 159, 174
Ту-2 ("63") *II* 148
Ту-2С *II* 143, 145, 147, 158, 273
Ту-4 332; *II* 183, 190, 308, 325, 371, 384, 387 — 391, 423
Ту-10 ("68") *II* 143, 148
Ту-85 332; *II* 185, 190, 194, 371, 384, 387 — 389, 391
Ту-114 *II* 191
ТШ-1, ТШ-2 9, 203 — 205, 213
ТШ-3 (ЦКБ-4) 204 — 205, 213, 421
ТШ-Б (АНТ-17) 203 — 204

У

У-1 23, 49, 52, 175, 391, 403, 434; *II* 190
У-1 с РДТТ *II* 399
У-2 (По-2) 9, 68, 102 — 103, 183, 391, 394, 396, 416, 425, 434; *II* 148, 186, 190, 237, 367, 374, 387 — 389, 392
У-2 АП, ВС, СП, СС 434
У-2 ВС (1942 г.) 394
У-5 14, 105, 392
У-5бис 105
Уитмен-Левис NBL-1 297
"Украина" *см.* ЦКБ-30 "Украина"
"Уорхаук" *см.* Кертис Р-40 "Уорхаук"
УПе-2 *II* 146
УСБ 230, 241
УТ-1 68, 103, 392, 394, 397, 434; *II* 190, 328
УТ-2 (*см.* также № 20 Яковлева А. С.) 68, 103, 392, 396 — 397, 425, 434; *II* 190, 236
УТ-2М 392
УТ-2МВ 396
УТ-2 с шасси на воздушной подушке *II* 364
УТ-3 (АИР-17) 105, 392; *II* 237
УТ-21 394
УТИ-2, УТИ-4 158
УТИ-5, УТИ-6 105, 394
УТИ-26 14; *II* 14
"Утка" *см.* МиГ-8

Ф

Фарман IV *II* 367, 374
— -22, -30 174
— "Голиаф" 355, 417
"Фарманы" 390
ФБ *см.* Ту-2 (ФБ)
Фиат CR-30 138
— CR-32, -32бис 133 — 134, 137 — 139, 159, 237
Физелер "Шторх" 395
Фокке-Вульф:
FW-189V-1 218 — 219
FW-190, -190A *II* 7, 85 — 87, 94 — 99, 102, 106, 108 — 111, 113 — 116, 135, 180, 241, 253, 254, 257, 260 — 264, 388, 391 — 392
FW-190D-9 *II* 110 — 111, 116, 242
FW-200C *II* 64 — 65, 68, 154, 160
Фоккер:
C-IV 49, 55, 178 — 179, 183
D-XI 23, 49, 56 — 57
F-III 49, 354 — 355, 357
F-VIIb 366
триплан 297
Форд 4-АТ-Е 366
Фэйри "Файрфлай" 136, 147, 156

Х

"Х" *II* 24
ХАИ-1 70, 190 — 191, 373, 376 — 380, 425; *II* 362
ХАИ-4 *II* 363
ХАИ-5 *см.* Р-10
ХАИ-52 198, 200
ХАИ-ВВ 190 — 191, 195
"Харрикейн" *см.* Хоукер "Харрикейн"
Хейнкель:
HD-37 (*см.* также И-7) 123, 133
HD-55 *см.* КР-1
He-51 133 — 134, 137 — 139, 159
He-52 237
He-70 "Блитц", He-70K 376, 379; *II* 375
He-100 *II* 295
He-111 346; *II* 7, 61, 64 — 66, 102, 106, 150, 152, 154
He-162 *II* 415
He-176 *II* 407
Хеншель Hs-129 218 — 219; *II* 7, 136 — 139, 384
Хоукер "Тайфун" *II* 259
— "Темпест" *II* 257, 259
— "Харрикейн" 111, 116; *II* 211, 240 — 244, 246 — 250, 277, 324
Хэндли-Пейдж "Галифакс" *II* 280
— "Хэмпден" *II* 276

Ц

ЦАГИ 1-ЭА 399 — 402а, 411
— -2 (планер) *II* 67
— 2-ЭА 402 — 405
— 3-ЭА 401, 402а
— 5-ЭА, 11-ЭА, 11-ЭА ПВ 401, 402а
— 44Д (*см.* также МТБ-2) 282 — 283
ЦКБ-1 *см.* ЛР
ЦКБ-3 *см.* И-15

ЦКБ-4 *см.* ТШ-3
ЦКБ-8 *см.* ТБ-5
ЦКБ-11 *см.* ДИ-6
ЦКБ-12, -12бис *см.* И-16 (ЦКБ-12, -12бис)
ЦКБ-15 *см.* И-17 (ЦКБ-15)
ЦКБ-18 206
ЦКБ-19 *см.* И-17 (ЦКБ-19)
ЦКБ-26 (*см. также* ДБ-3) 96, 340 — 341, 343 — 345, 422
ЦКБ-27 *см.* СР
ЦКБ-30 *см.* ДБ-3 (ЦКБ-30)
ЦКБ-30 "Москва" 346 — 348
ЦКБ-30 Н-2 и "Украина" 348
ЦКБ-32 *см.* И-21
ЦКБ-54 *см.* ДБ-3 (ЦКБ-54)
ЦКБ-55, -55 № 1 (*см. также* Ил-2) 211 — 213, 215 — 217, 219, 422; *II* 52
ЦКБ-55 № 2 *см.* БШ-2
ЦКБ-55П *см.* Ил-2 одноместный
ЦКБ-56 *см.* ДБ-4
ЦКБ-57 (*см. также* Ил-2) 216 — 217
ЦКБ-60 14, 219; *II* 43 — 45

Ч

"Чайка" *см.* И-15, И-153
Че-2 *см.* МДР-6
"Червона Украина" *см.* К-4 "Червона Украина"

Ш, Щ

"Ш" 208 — 210, 218
Ш-1 290 — 291, 395
Ш-2 103, 250, 290 — 293, 395 — 396, 425, 434
Ш-2С 292 — 293
Ш-5, Ш-7 293
ШБ *II* 42 — 43
"Шнейдер" 355
Шорт "Стирлинг" *II* 280
Ш-тандем 207 — 210
"Шторх" *см.* Физелер "Шторх"
Ще-2 396; *II* 237

Э

ЭИ, ЭСИ 15

Ю

Юнкерс:
G-24 366
G-38 374 — 375
Ju-4 202
Ju-13 (F-13) 23, 178, 354 — 355, 357 — 358; *II* 370
Ju-20, Ju-21 23
Ju-52 237
Ju-60 376, 379
Ju-86, -86D (бомбардировщик) 237, 346
Ju-86P, -86R (разведчик) *II* 123, 254
Ju-87 218; *II* 7, 42, 102, 106, 138, 379 — 380, 384
Ju-88 *II* 7, 59 — 61, 102, 106, 141 — 143, 145, 388
JuG-1 417

Я

Я-6 *см.* АИР-6
Я-21 *см.* АИР-21
Як-1 (*см. также* И-26) 85, 426; *II* 13 — 15, 29, 32, 33 — 41, 73 — 74, 76 — 77, 81, 83, 87 — 90, 92 — 94, 98, 102, 106 — 107, 117, 127, 165, 171, 179, 189 — 190, 202, 204 — 205, 208 — 209, 226, 235, 245, 250, 257, 260, 263, 319, 321, 361, 366, 380 — 383, 387 — 389, 392
Як-1М *II* 107 — 109
Як-2 *см.* ББ-22
Як-3 394; *II* 95, 107 — 116, 117, 120, 127 — 128, 169 — 171, 189 — 190, 225, 231, 234 — 235, 262, 266 — 271, 361, 383, 387 — 390, 392, 417
Як-3РД *II* 414 — 417
Як-3У *II* 119, 126
Як-4 (*см. также* ББ-22) 85, 432; *II* 46 — 49
Як-5 103, 394
Як-6 68, 103, 395; *II* 237
Як-6НББ 396
Як-7 85; *II* 14, 81, 88 — 90, 93, 98, 165, 171, 226, 235, 250, 263, 328, 361, 383
Як-7А, -7В *II* 14
Як-7Б *II* 14, 87, 88, 92, 117, 123, 220, 224, 260, 381, 392
Як-7Б с ПВРД *II* 425, 430
Як-7ДИ *II* 105
Як-7УТИ *II* 14
Як-9 *II* 85 — 87, 89, 94, 98, 102, 105 — 107, 112, 114, 117, 147, 165, 171, 220, 225, 235, 241, 245, 250, 263, 265, 355, 361, 379, 381, 383, 388, 392
Як-9Б *II* 104
Як-9Д *II* 99 — 100, 238, 355, 359
Як-9ДД *II* 106, 266
Як-9К (Як-9-45) *II* 104
Як-9ПД *II* 124
Як-9Т *II* 95 — 97, 103 — 104, 106, 383, 387 — 389, 392
Як-9ТД *II* 106
Як-9У *II* 95, 110 — 111, 112 — 116, 124, 170, 242, 357, 387, 392
Як-10 395
Як-11 394
Як-12 68, 103, 395
Як-12М, -12Р *II* 194
Як-13 395
Як-18 392
Як-18ПМ *II* 194
Як-50, Як-52 *II* 196
Як-100 *II* 196
2И-Н1 (*см. также* ДИ-1) 9, 125 — 126
"5" *II* 401, 422 — 423
№ 6 Яковлева А. С. *см.* АИР-6

№ 20 Яковлева А. С. (см. также УТ-2) 392
№ 22 Яковлева А. С. см. "Самолет № 22"
"58" см. Ту-2 ("58", "103")
"59" см. Ту-2 ("59", "103У")
"62", "65" см. Ту-2Д ("62", "65")
"63" см. Ту-2 ("63")
"67", "69" *II* 159
"68" см. Ту-10
"100"(см. также Пе-2) 14, 423; *II* 22 — 24, 27, 53 — 54, 56, 411
"102" 423
"103" см. Ту-2 ("58", "103")
"103В" см. Ту-2 ("60", "103В")
"103У" см. Ту-2 ("59", "103У")
"105" *II* 118 — 120
"110" 14, 423
"120" *II* 119 — 120, 126
"120Р" см. Ла-120Р
"126" см. Ла-7 ("126")
"138" см. Ла-9 ("138")
"302" *II* 400, 404 — 405, 410, 424, 426
"346" *II* 401, 422 — 423
"4302" *II* 400, 418 — 419
№ 7211 *II* 18

Двигатели

А

АБ-20 50
АИ-4В *II* 196
АИ-14 *II* 194
АИ-14Р *II* 186, 195 — 196
АИ-26В *II* 196
АИ-26ГР 402а, 410
Аллисон V-1710 85 — 86, 112; *II* 167, 241 — 242, 244 — 245, 248, 251 — 252, 258 — 261, 379
АМ-34 (см. также М-34) 257 — 258, 313, 429
АМ-34Б (М-34Б) 257 — 258
АМ-34НБ (М-34НБ) 257 — 258
АМ-34РНБ (М-34РНБ) 81, 88, 327 — 328, 338
АМ-34ФРН (см. также М-34ФРН) 326, 330; *II* 68, 191
АМ-34ФРНБ (М-34ФРНБ) 327 — 328, 331
АМ-34ФРНВ (М-34ФРНВ) 89, 313, 374 — 375; *II* 401
АМ-35 (М-35) 89 — 90, 107, 211, 215, 217, 315, 374, 376; *II* 43, 51 — 52, 68, 171 — 172, 379
АМ-35А 89 — 91; *II* 11, 21, 24 — 27, 52, 65, 68 — 69, 76, 78 — 80, 119, 150, 154, 160 — 161, 164, 171 — 172, 174 — 176, 210, 241, 280, 382
АМ-37 91; *II* 24 — 25, 31 — 32, 57 — 66, 146, 165, 171 — 172, 205
АМ-38 215 — 218; *II* 43 — 45, 51 — 52, 80, 119, 131 — 132, 136 — 137, 164, 171 — 172, 174 — 176, 206, 210, 382
АМ-38Ф *II* 121 — 122, 133 — 137, 164, 172, 174 — 176, 220
АМ-39 91; *II* 112, 119, 123, 143, 165, 173
АМ-39Б *II* 173
АМ-39ФНВ *II* 143, 174
АМ-41 *II* 171
АМ-42 *II* 112, 119, 121, 134 — 137, 174 — 176, 229, 382
АМ-42Б *II* 119, 123, 173
АМ-43, -44, -47 *II* 174
АМБ-20 50
АН-1 64, 79 — 80, 99 — 100, 108, 314, 338
АН-1А 100 — 102
АН-1Р 100
АН-1РТК 100, 102
"Ассо" см. Изотта-Фраскини "Ассо"
Ач-30 (М-30) 100 — 102, 423; *II* 69, 159, 164, 188, 209
Ач-30Б (М-40) 101 — 102, 338, 423; *II* 64 — 65, 69, 150, 153 — 156, 159, 161, 164
Ач-30БФ (М-40Ф) 101; *II* 63 — 64, 67, 150, 154, 156 — 157
АШ-2К *II* 185, 188, 191 — 194
АШ-2ТК *II* 185, 192 — 193
АШ-21 394; *II* 182 — 185, 196
АШ-62ИР (см. также М-62ИР) 92, 94 — 95; *II* 182, 185, 186
АШ-73 *II* 183 — 184, 382
АШ-73ТК 108; *II* 185, 188
АШ-82 см. М-82
АШ-82В *II* 185
АШ-82Т *II* 183 — 185
АШ-82Ф см. М-82Ф
АШ-82ФН 108; *II* 95, 101, 114, 119, 125, 126 — 127, 143, 147, 150, 157 — 158, 180 — 183, 185, 227, 242, 261, 262, 268, 379, 382 — 383, 417
АШ-83 *II* 119, 126, 181 — 183, 185, 379
АШ-84 *II* 185

Б

Брамо F-323 *II* 64 — 65, 177
Бристоль "Геркулес" VI *II* 180 — 181
— "Люцифер" 358, 360
— "Меркур" IV 128, 136, 147
— "Пегас" XVII 93, 95; *II* 177
— "Юпитер" см. Гном-Рон "Юпитер"

В

В-2 101
"Вальтер", 85 л. с. 290
ВД-3К (М-253ТК) *II* 188, 192 — 193
ВД-4К *II* 188, 192 — 193
ВК-105ПФ *см.* М-105ПФ
ВК-105ПФ2 *II* 95, 107 — 108, 112 — 114, 127, 169 — 170, 262, 268, 417
ВК-106, -106П *см.* М-106
ВК-107, -107А (*см.* также М-107) *II* 72, 95, 112 — 114, 126, 143, 165, 168 — 170, 189, 229, 242, 382, 387
ВК-107Р *II* 170, 431 — 433
ВК-108 *II* 120, 128, 168, 170, 189
ВРД-10 *II* 431
ВРД-430 *II* 431
ВРДК *II* 188, 431 — 432

Г

ГАЗ-М-1 397
ГМ-34 74
"Гном" (ротативные) 51 — 52, 54
Гном-Рон:
"Мистраль-Мажор" 14Krsd (*см.* также М-85) 11, 74 — 75, 95, 98, 192, 194, 223, 235, 244, 340, 430
"Мистраль-Мажор" 14М *II* 137
"Титан" 367, 402б — 403
Гном-Рон (Бристоль):
"Юпитер" IV 68, 117 — 118
"Юпитер" VI (*см.* также М-22) 60, 64, 68, 117 — 118, 121, 365 — 366, 374, 418, 430; *II* 382
"Юпитер" VII 121
"Гриффон" *см.* Роллс-Ройс "Гриффон"
ГТУ-1, ГТУ-3 110; *II* 426

А

Д-1А-1100 *II* 406, 408, 418
Д-10 *II* 431
Д-11 65, 100, 102
Даймлер-Бенц:
DB-600A, C 90, 116
DB-601, 601A, E 83, 85 — 86, 111, 135, 166; *II* 38, 76, 87, 91, 93, 170, 241, 382
DB-601N *II* 76, 78, 90 — 91
DB-603 *II* 173, 175
DB-605 *II* 87, 91, 93, 95, 115, 169 — 170, 241 — 242, 261, 268
ДЕКА М-100 48
Де Хэвилленд "Джипси" 402а
"Дешан-Ламбер" 101 — 102
Джекобс R-755 *II* 195
ДМ-2 *II* 424 — 425
ДМ-4с *II* 430
ДМ-12 *II* 427

Ж

ЖРД Глушко В. П. (*см.* также ОРМ-52, -62, -65, -70; РД-1, -1Х3) *II* 229, 330, 397, 411 — 412, 414
ЖРД Душкина Л. С. (*см.* также Д-1А-1100; -2М-3В, -2М-3ВФ; РДА-1-150) *II* 414, 418
ЖРД Душкина Л. С. для самолета "Малютка" *II* 411
ЖРД Исаева А. М. (*см.* также РД-1, -1М) *II* 414, 418
ЖРД (109 — 510 ОКБ-2) для самолета "346" *II* 423
ЖРД Цандера Ф. А. *см.* ОР-2

З

ЗИС-101А 352

И

Изотта-Фраскини "Ассо" 252 — 253, 256
Испано-Сюиза, 200 л. с. 24, 53
— — 8Ab (тип Е) 49, 53
— — 8Fb (*см.* также М-6) 49, 54, 56, 357
— — 12Ybrs (*см.* также М-100) 11, 74, 82, 168, 224, 230, 232, 234, 236, 238, 268, 270, 289, 430; *II* 169

К

Калеп-80 54
Кертис-1570 402а
— "Конкверор" 121, 127, 306 — 308
Киннер К-5 67
Клерже-130 51, 54; *II* 382
Континентал 6-285-В *II* 195
Котобуки 135, 160

Л

"Либерти-12" (*см.* также М-5) 24, 49, 54 — 55, 113 — 116, 176, 178 — 179, 181, 251
Лоррен-Дитрих-5РВ 67, 178, 180, 182 — 183, 251, 259, 261

М

М-1 (Рон-80, 80 л. с.) 24, 48 — 49, 51 — 52, 54, 390; *II* 382
М-2 (Рон-120, М-2-120, 120 л. с.) 24, 48 — 49, 51 — 54, 57, 60, 66 — 67, 391, 402 — 403, 428 — 429; *II* 382
М-4 ("Русский Испано") 49 — 50, 53 — 56, 58; *II* 379, 382
М-5 (М-5-400, *см.* также "Либерти") 24, 49 — 51, 55 — 58, 60, 64, 66, 72, 76, 78, 92, 109, 114, 116, 176 — 180, 182 — 183, 428 — 429; *II* 379, 382
М-6 (*см.* также Испано-Сюиза 8Fb) 25, 50 — 51, 56 — 58, 72, 92, 428
М-8 (РАМ, "Русский авиационный мотор") 50, 57, 92
М-9 77
М-11 11, 50, 57, 60, 65 — 68, 80, 92, 98, 100, 102 — 104, 285, 287, 291, 293, 364, 372, 391, 394, 396, 402б, 429 — 430; *II* 185 — 186, 195, 361, 370, 379, 382
М-11А 102 — 103

М-11В 67, 102 — 103
М-11Г 102 — 103, 392
М-11Д 67, 102 — 104, 293; *II* 164, 186, 227
М-11Е, -11И 103 — 104
М-11К 102 — 103
М-11Л 102 — 103, 293
М-11Ф 396
М-11ФМ 395
М-11ФР 66, 102 — 104
М-12 *см.* НАМИ-100
М-13 64, 77 — 78, 120
М-14 64
М-14П *II* 186, 195 — 196
М-15 64, 69 — 71, 74, 76, 78 — 92, 109, 121 — 122, 364 — 366, 429
М-16 64, 78
М-17 (*см.* также BMW-VI) 64, 66, 70 — 72, 74, 76, 78, 117, 184, 204, 220, 222 — 223, 253 — 254, 256, 300 — 302, 305, 307 — 309, 311, 314, 364, 368 — 369, 425, 429 — 430; *II* 370, 379, 382, 391
М-17Б 72, 186, 188 — 189, 258, 422; *II* 379, 382
М-17Т 430
М-17Ф 71 — 72, 186, 189, 364 — 366, 368, 382
М-18 64, 77 — 78, 109
М-19 64, 78, 109
М-20 78
М-22 (*см.* также Гном-Рон "Юпитер" VI) 64, 68 — 70, 72, 74, 76, 80, 98, 117 — 118, 120 — 122, 128 — 129, 132, 150 — 151, 154 — 158, 190, 206, 284 — 285, 293, 307, 309, 364 — 366, 368, 371, 376, 379, 402б, 430; *II* 370, 379, 382
М-23 *см.* НАМИ-65
М-25 (*см.* также Райт "Циклон" РЦФ-3) 11, 66, 69, 76 — 77, 80, 92, 95, 127, 129 — 130, 157 — 158, 161, 167 — 168, 194 — 195, 206, 254, 257, 270, 274, 285, 366, 430; *II* 169, 185, 382
М-25А 92, 95, 135, 158, 162, 270, 386; *II* 185
М-25В 92 — 93, 95, 130, 134 — 135, 142, 162 — 163, 194, 402б; *II* 185, 379
М-25Е 274
М-26 64, 68, 71, 109, 364, 367, 370, 402б, 429
М-27 109, 429
М-30 *см.* Ач-30
М-32 64, 79
М-34 (*см.* также АМ-34) 11, 64 — 66, 71 — 74, 76, 79 — 82, 87 — 89, 91 — 92, 107 — 108, 189 — 190, 224, 254, 256 — 257, 305, 307, 311 — 315, 317 — 318, 332 — 335, 340, 429; *II* 174, 191, 379, 382, 391
М-34Б *см.* АМ-34Б
М-34Н 81, 88 — 90, 189 — 190, 223, 227, 256
М-34НБ *см.* АМ-34НБ
М-34Р 71, 74, 87 — 89, 100, 266 — 267, 277 — 279, 282, 307, 312, 332, 334 — 335; *II* 382
М-34РН 81, 88 — 90, 100, 186, 189, 265 — 267, 307, 312 — 313, 326 — 327, 329, 338; *II* 191
М-34РНА 81, 88
М-34РНБ *см.* АМ-34РНБ
М-34Ф 204 — 205, 236, 317, 319
М-34ФРН (*см.* также АМ-34ФРН) 74, 88 — 90, 107 — 108, 169, 196, 307, 312, 317, 320, 323, 350; *II* 191
М-34ФРНА 89
М-34ФРНБ *см.* АМ-34ФРНБ
М-34ФРНВ *см.* АМ-34ФРНВ
М-35 *см.* АМ-35
М-36 91; *II* 165
М-38 64, 79 — 80
М-40 *см.* Ач-30Б
М-40Ф *см.* Ач-30БФ
М-44 64, 79
М-48 103
М-49 104
М-50, М-50Р 101
М-51 103
М-56 64, 79 — 80, 98
М-58 80, 98
М-62 92 — 93, 95, 107, 134 — 135, 143 — 144, 162 — 163, 166, 168, 193, 198 — 200, 274 — 275; *II* 47, 179, 185
М-62ИР (*см.* также АШ-62ИР) 92 — 95, 196, 207, 382, 385; *II* 164, 174, 177, 185
М-63 92 — 93, 95, 134 — 135, 144, 166 — 168, 200, 274 — 275; *II* 10 — 11, 19 — 20, 32, 164, 174, 177 — 179, 182, 185, 199, 382
М-63Р 200
М-64 95; *II* 174
М-71 95; *II* 18, 43 — 44, 67, 112
М-71Ф *II* 119 — 120, 137, 139 — 140, 178
М-81 *II* 18, 165, 178 — 179
М-82 (АШ-82) 95, 98; *II* 32, 58, 80 — 84, 87, 89, 99 — 101, 118, 127, 142, 146, 150, 154, 161, 165, 175, 179 — 182, 185, 219, 379, 382
М-82НВ *II* 101
М-82Ф (АШ-82Ф) *II* 100, 103, 180 — 182, 185, 241
М-82ФН *см.* АШ-82ФН
М-85 (*см.* также Гном-Рон "Мистраль-Мажор"14Krsd) 11, 69, 75 — 76, 80 — 81, 95 — 96, 98, 170, 192, 194, 280 — 282, 340 — 341, 345, 348, 382, 384, 430; *II* 169, 186
М-86 96 — 98, 345, 348, 350, 430; *II* 186, 376, 382

М-87 96 — 98, 170, 199, 207, 209, 218, 276, 282, 430; *II* 178, 186, 382
М-87А 96, 198 — 199, 209, 218, 275, 282, 345, 348 — 349; *II* 9 — 11, 47
М-87Б 96; *II* 11, 64 — 65, 67
М-88 96, 98, 170 — 171, 199, 209, 276, 283, 430; *II* 9, 11, 20, 30, 32, 42 — 43, 47, 61, 64 — 66, 151, 178, 186, 199, 379, 382
М-88А 97 — 98
М-88Б 96 — 98; *II* 47, 51 — 52, 149 — 152, 164, 182, 186
М-88Р 171; *II* 10 — 11, 30
М-88Ф 96; *II* 186
М-89 97, 430; *II* 186, 205
М-90 97; *II* 18, 32, 165, 175, 186, 205
М-100 (*см.* также Испано-Сюиза 12Ybrs) 11, 66, 71, 74 — 76, 82 — 85, 168, 223, 227, 230, 236 — 238, 327, 330, 382 — 383, 430; *II* 27, 68, 171, 382
М-100А 74, 82 — 83, 85 — 86, 230, 237 — 240, 243, 386; *II* 169, 382
М-102ТК *II* 154
М-103 82 — 83, 86, 223, 230, 239 — 240, 242, 245, 247, 254, 257, 259, 430; *II* 48 — 49, 51 — 53, 171, 382
М-103А 83 — 86, 91, 107 — 108, 242; *II* 51, 382
М-103П 83; *II* 51 — 52
М-103У 243; *II* 60
М-104 84 — 85, 107, 242, 430
М-105 84, 107, 198, 200 — 201, 239, 242 — 243, 247, 430 — 431; *II* 12, 25, 28, 50 — 55, 57, 59 — 60, 63 — 67, 71, 112, 153, 165, 167, 171, 178, 199
М-105А *II* 165, 171
М-105П 85 — 86, 430; *II* 10 — 17, 38, 76, 81 — 83, 89, 127, 165, 167, 170, 241, 379, 382
М-105ПА 85; *II* 165 — 168
М-105 ПД *II* 11, 21, 27 — 29, 123 — 124, 166 — 167
М-105ПФ (ВК-105ПФ) 430; *II* 83 — 84, 87 — 89, 92, 95, 99, 103 — 104, 107, 118 — 119, 143 — 145, 165, 168 — 170, 220, 241, 260 — 261, 273, 321, 379, 382, 430
М-105Р 85, 430 — 431; *II* 59 — 60
М-105РА 85; *II* 141, 143 — 145, 164 — 165, 411
М-105сТК-2 *II* 16, 21 — 22, 28
М-106 (ВК-106, -106П) *II* 12, 16, 32, 63, 153, 166, 168 — 170
М-106ПД *II* 124
М-107 (*см.* также ВК-107) *II* 17, 32, 82, 112, 165 — 166, 205
М-120 (М-120ТК) 91; *II* 57 — 58, 62, 150, 156, 171
М-250 109; *II* 165, 191, 206
М-253ТК (*см.* также ВД-3К) *II* 192
М-300 108 — 109; *II* 165, 206
"Майбах", 260 л. с. 359 — 360
МБ-100 *II* 206
МВ-4 (*см.* также Рено "Бенгали") 105 — 106, 386, 431
МВ-6 (*см.* также Рено "Бенгали") 105 — 106, 394 — 395, 402а — 402б, 409, 431
МВ-12 105 — 106, 431
МГ-11 64, 104 — 105, 396
МГ-11Ф 104
МГ-21 65, 104 — 105
МГ-31 65, 104, 370, 386 — 387, 396, 410
МГ-31Ф 104, 293, 386 — 387, 402а, 409
МГ-40 65, 104 — 106
МГМ 80, 98
"Мерлин" *см.* Роллс-Ройс "Мерлин"
Мерседес, 100 л. с. 25, 48
—, 150 л. с. 48
ММ-1 105 — 106, 109
МРБ-6 *см.* РБЗ-6

Н

НАМИ-65 (М-23) 68
НАМИ-100 (М-12) 68, 396
Нэпир "Лайон" 58, 60, 126, 181 — 182, 300

О

ОР-2 *II* 395 — 396
ОРМ-52 *II* 397 — 399
ОРМ-62 *II* 411
ОРМ-65 *II* 402 — 403
ОРМ-70 (ОРД-300-2) *II* 399

П

Паккард V-1650 *II* 242 — 243, 248а
Паровые двигатели 110
ПВРД Бондарюка М. М. (*см.* также ВРД-10, -430) 110; *II* 429
— Зуева В. С. для самолета "302" *II* 404, 429
— Меркулова И. А. (*см.* также ДМ-2, -4с, -12) 110; *II* 425
— Путилова К. А. *II* 429
— Щетинкова Е. С. 110; *II* 429
Пратт-Уитни:
R-985 402а, 410
R-1830 96 — 97, 111; *II* 281, 379
R-2800 *II* 260 — 261, 264
R-4360 *II* 193
"Уосп" 379
ПуВРД Победоносцева Ю. А. *II* 424
— Челомея В. Н. *см.* Д-10 и РД-13
Райт, 200 л. с. (J-4A) 395
— J-6 402а
— "Циклон" 9 (9-цилиндровый однорядный) R-1820F-2 (РЦФ-2) 128, 136, 148, 155 — 157
— — R-1820 F-3 (РЦФ-3, лицензионный; *см.* также М-25) 74 — 75, 92 — 93, 111, 127 — 129, 131 — 134,

13Б, 148 — 149, 152, 154 — 157, 218, 230, 232, 238, 257, 402б, 419, 430
Райт «Циклон» R-1820-51, -65, -97, -105; GR-1820-G2 93, 207; *II* 177, 280
— "Циклон" 14R-2600 (14-цилиндровый, двухрядный) *II* 180 — 181, 272, 275

Р

РАМ *см.* М-8
РБЗ-6 (МРБ-6) 48, 77
РД-1 (ЖРД Глушко В. П.) *II* 220, 330, 411 — 417
РД-1, РД-1М (ЖРД Исаева А. М.) *II* 408, 418
РД-1, РТД-1 (ТРД Люльки А. М.) 46, 110; *II* 435
РД-1Х3 (ЖРД Глушко В. П.) *II* 416 — 418
РД-13 *II* 431
РД-А(03) *II* 395 — 397
РДА-1-150 *II* 403 — 404
РД-2М-3В *II* 419 — 420
РД-2М-3ВФ *II* 422
РДТТ Картукова И. И. *II* 421
РДТТ — ускорители взлета *II* 399
Рено, 236 л. с. *II* 19
— 12Fe, 220 л. с. 24, 48, 251
— "Бенгали", 140 л. с. и 220 л. с. (*см.* также МВ-4 и МВ-6) 65, 74, 104 — 105, 387, 396
Роллс-Ройс "Гриффон" *II* 253, 257 — 258, 268, 271
— — "Игл" 49, 58
— — "Кестрел" 136, 164
— — "Мерлин" 83, 85 — 86, 111; *II* 143, 167, 170, 241 — 243, 244 — 245, 253, 254 — 257, 262, 271 — 272, 278
Рон-80 *см.* М-1
Рон-120 *см.* М-2
РТЗ 119
"Русский авиационный мотор" (РАМ) *см.* М-8
"Русский Испано" *см.* М-4

С

С-18 *II* 435
Сальмсон, 150 — 170 л. с. 48, 356, 361
— , 220 л. с. 48
Сиддли "Пума" 178
Сименс Sh.3 51
— Sh.14 67
СР-2 *II* 421

Т

ТРДД Люльки А. М. 110

Ф

Фиат, 204 л. с. 24, 32
— , 240 л. с. 297
— А30РАbis 134, 138 — 139
ФЭД-3 82, 109, 309 — 310
ФЭД-8 82

Э

Э-3080 46

Ю

Юнкерс L.88 374
— Юмо-204, -205 99, 102
— — -210 135, 164 — 165
— — -211 83, 90, 111, 218; *II* 59 — 60, 64 — 65, 143, 150, 152
— — -213 *II* 95, 115, 242

3М-11 103
BMW-IIIa 49
BMW-IV 362, 364
BMW-VI (*см.* также М-17) 60, 64, 71, 116 — 117, 120 — 121, 123, 126, 133 — 134, 186 — 188, 222 — 223, 252 — 253, 261, 263, 266, 300 — 301, 379, 430; *II* 369, 382
BMW-IX 134, 139
BMW-132C 93
BMW-132Dc 95
BMW-801, -801A *II* 87, 95, 115, 180, 182, 187, 241, 379
BMW "Хорнет" 379
V-12 64, 78, 109

ИМЕННОЙ УКАЗАТЕЛЬ

А

Абрамович Г. Н. 42; *II* 229
Аваев В. А. *II* 308
Аврасин Я. Д. 47; *II* 338
Автономов А. А. *II* 250
Агальцов Ф. А. *II* 199
Ададуров Р. А. *II* 300
Адамович Н. В. *II* 109, 322
Адер К. 110
Акашев К. В. 18
Акимов Г. В. *II* 336 — 337, 341
Аксютин С. А. 110
Алгазин А. С. 423
Александров В. Л. 8, 12, 178, 355; *II* 298, 325
Александров Г. В. *II* 305
Алексеев М. Ю. 236, 240, 282, 343
Алексеев С. М. 16; *II* 192
Алексеева Р. Н. *II* 289
Алкснис Я. И. 153, 155 — 156, 332, 424
Альхимович Н. В. *II* 306 — 307, 309

Амбарцумян Р. С. 47; *II* 337
Амет-Хан С. *II* 421
Ананьев И. В. *II* 303, 309
Андреев С. Е. 18
Анисимов А. Ф. 118
Аннилов В. В. *II* 306
Анохин С. Н. *II* 307, 316, 318, 324, 421, 430
Антонов О. К. 14 — 16, 105, 395, 398
Аристархов С. А. 42
Аррошар 181 — 182
Архангельский А. А. 12, 14, 16, 35, 219, 228, 235 — 236, 241, 243, 384, 423; *II* 43, 46, 53, 56, 298, 374
Архангельский В. А. 33, 37
Архангельский В. Н. *II* 304
Арцеулов К. К. 113 — 114, 363; *II* 327
Астахов М. Ф. *II* 297
Афанасьев С. И. *II* 317

Б

Бажанов Н. Н. 424
Базаров В. И. 78
Базенков Н. И. 12
Байдуков Г. Ф. 327, 336 — 337, 339, 429; *II* 312
Байкалов М. К. 410
Байков А. А. 46; *II* 335
Байков В. Т. *II* 299
Байкузов Н. А. 384
Бакшаев Г. И. 10, 15; *II* 361
Балабух Л. И. *II* 297, 300, 304
Баландин В. П. *II* 220
Баранов П. В. *II* 302
Баранов П. И. 9, 39, 51, 59, 98, 381, 395, 414, 418, 422
Бартини Р. Л. 10, 12 — 13, 16, 169, 244, 260, 268 — 270, 383 — 384, 416, 422, 424; *II* 62, 220, 409, 429
Бас-Дубов С. Ш. 81
Баулин К. К. 35, 40 — 42
Бахур А. Я. 404
Бахчиванджи Г. Я. *II* 330, 407 — 408
Бедункевич А. Г. 10
Белостоцкий В. В. 41; *II* 266
Белоус А. А. *II* 301
Беляев В. Н. 13, 15 — 16, 244; *II* 67, 209, 297, 299, 306
Беляков А. В. 337, 339, 429
Березняк А. Я. *II* 329, 405, 422
Бериев Г. М. 10 — 11, 14, 16, 253, 255 — 256, 258, 272, 275, 284, 418, 420, 422; *II* 70
Берлин Д. *II* 244
Берлин И. А. 270
Беслер, бр. 110
Бессонов А. А. 13, 45, 49 — 50, 55, 59, 64, 70, 77 — 78, 82, 105 — 106, 108 — 109, 364, 367, 423; *II* 165
Биркигт М. 54
Бисноват М. Р. 15 — 16; *II* 422
Благин Н. П. 322
Благодетелев Н. И. *II* 302
Блох Э. Л. *II* 327
Блохин Г. Е. 84, 107
Бляхман Б. П. *II* 290, 294
Богатырев Б. В. 404
Богданов Б. Ф. *II* 304
Богданов П. А. 26
Болотников В. Ф. *II* 319
Болховитинов В. Ф. 10, 15, 323 — 324; *II* 47, 229, 329, 405 — 406, 413, 427, 429
Бондарюк М. М. 110; *II* 413, 429
Бонин А. Р. 12; *II* 297
Борейко Д. *II* 332
Боровков А. А. 10, 14, 16, 422; *II* 9, 18, 209, 427
Бочвар А. А. *II* 336
Братухин И. П. 398, 401, 403 — 404, 409 — 411
Бриджмен У. *II* 247
Бриллинг Н. Р. 25, 32, 44, 50, 68, 77, 82, 110
Бряндинский А. М. 347
Буталов В. А. 46; *II* 333
Бухгольц Б. Л. 137, 226, 255 — 256, 262, 264, 309 — 310
Бюшгенс Г. С. 15; *II* 291, 295, 406

В

Васильченко А. Г. *II* 413
Вахмистров В. С. 12, 119, 181, 303, 314; *II* 401
Вегенер А. Н. 32, 47
Ведров В. С. *II* 291 — 292, 312, 319, 324 — 327
Веневидов И. В. 196, 219, 237; *II* 46, 209
Верников Я. И. *II* 318
Веселовский М. Н. *II* 290
Ветчинкин В. П. 32, 36, 47, 333, 415; *II* 288, 297 — 299, 325, 376
Виганд К. А. 122
Вигдорчик С. А. 12
Вильм А. 46; *II* 333
Виноградов И. Н. 10
Власов В. З. *II* 300
Власов И. Д. 19
Водопьянов М. В. 188, 314; *II* 159

Волков А. К. *II* 288
Волковойнов М. А. 56; *II* 311, 318
Волохов Д. Д. *II* 295
Воробьев 48
Воробьев А. З. *II* 304
Ворогушин Н. И. 35
Воронин П. А. *II* 199, 208
Ворошилов К. Е. 211, 344
Врангель П. В. 21
Вуд Р. *II* 247

Г

Гаккель Я. М. *II* 345, 350
Галкин С. И. *II* 297
Галковский Н. Я. 328
Галлай М. Л. 133; *II* 262, 265, 307, 313, 329
Ганнушкин А. П. *II* 297
Гевелинг Н. В. 46, 115; *II* 335
Герасимов М. И. *II* 324
Гикса Л. И. 260
Глаголев Б. В. 290
Глазер М. В. 40
Гласс Ф. Г. *II* 287 — 288, 292 — 293, 298
Глауэрт Г. 403
Глинка Б. Б. и Д. В. *II* 251
Глинка М. И. 19
Глушко В. П. 13, 424; *II* 221, 229, 329 — 330, 397 — 398, 402, 411, 413, 415
Глюскав А. Н. 41
Годовиков Н. Н. 328
Гоздек В. С. *II* 305
Головин П. Г. 224
Головкин В. Г. *II* 341
Голофастов В. Е. *II* 318
Голубев В. В. *II* 286
Голубков А. П. 12 — 14, 16, 280
Гольцман А. И. 381
Гончаров Б. Ф. 9, 416
Горбунов В. П. 13; *II* 9, 15, 118
Горбунов Н. П. 30
Гордиенко М. Х. 347 — 348
Гордин Л. С. *II* 200
Горлин С. М. 41; *II* 289
Горохов Г. М. 78
Горощенко Б. Т. *II* 288, 312
Горский В. П. *II* 291
Горский И. П. 41
Горяинов А. А. *II* 298 — 299
Гржегоржевский А. Н. *II* 288
Грибовский В. К. 10, 14 — 15, 105, 392, 394, 397 — 398; *II* 365
Григорович Д. П. 8 — 10, 82, 113, 116, 121 — 122, 126, 147 — 148, 151 — 154, 196, 200, 245, 249, 251 — 252, 259, 305, 309, 360, 415 — 416; *II* 348, 363
Гризодубова В. С. 96, 343, 430
Гринчик А. Н. 201; *II* 313, 318 — 319, 327
Грицевец С. И. 141, 144
Громов М. М. 47, 56, 74, 87, 115, 118, 120, 125, 178, 181, 187, 198, 222, 262, 281, 306, 311 — 312, 317, 322, 330, 335 — 337, 339, 346, 366 — 367, 374, 385, 415; *II* 191, 201, 311 — 312, 376
Гропиус Е. Э. 8, 357
Гроссман Е. П. 234; *II* 305 — 306
Гроховский П. И. 10, 244 — 245, 303, 313 — 314, 422
Груздев К. А. *II* 250, 408
Грушин П. Д. 10, 14, 16, 193, 198, 200, 207, 210, 397 — 398, 422; *II* 171
Гудимов М. М. *II* 339
Гудков М. И. 13; *II* 9, 15, 82, 171, 435
Гуревич М. И. 14; *II* 21, 25, 171
Гусаров Н. И. *II* 179

Д

Давыдов А. В. 145; *II* 416, 417
Данилин С. А. 335 — 336, 339; *II* 311
Деев А. П. *II* 434
Дементьев П. В. *II* 199, 212, 227, 228
Денисов В. С. 9
Де Пинедо 367
Де Хэвилленд Д. 174
Джонстон Х. 110
Джорданов А. *II* 282
Дзержинский Ф. Э. 35
Дмитриевский В. И. 45, 59
Днепров В. М. 256, 264
Добротворский А. М. 73
Добрынин В. А. 45, 50, 59, 74, 78, 109; *II* 165, 191 — 192
Довжик С. А. 41 — 42
Долгов А. К. 200
Доллежаль В. А. 45, 50, 59, 68, 74, 107; *II* 21, 123, 166
Доронины 351
Дубинин Н. С. *II* 297
Дубровин А. А. 13, 198, 200
Дудаков В. И. *II* 399
Дудкин А. П. *II* 66
Душкин Л. С. *II* 329, 403 — 405, 413, 418 — 419
Дуэ Д. 314 — 315

Е

Егер С. М. 12, 418
Егоров А. И. 202

Егоров Б. Н. *II* 313, 314, 318 — 319, 326
Екатов А. Н. 114; *II* 26
Еленевский Г. С. *II* 300
Ермолаев А. В. *II* 340
Ермолаев В. Г. 13, 422; *II* 62
Ерофеев Б. В. *II* 339
Ерухимович П. Л. *II* 321
Ершов А. М. *II* 304
Ефремов В. С. *II* 274
Ефремов Н. И. *II* 364

Ж

Жданов К. И. 45, 81, 427
Жежелев И. К. *II* 321
Желтиков Е. Ф. *II* 309
Жемчужин Н. А. 13
Жигарев П. Ф. *II* 209
Жилин М. Ф. 330
Жолудев Л. В. *II* 142, 274
Жуков А. И. 114 — 115, 145, 207, 360
Жуков Г. К. *II* 163
Жуковский Н. Е. 6 — 7, 23, 26, 30 — 33, 37, 47, 50, 297; *II* 284, 288, 295, 298 — 299, 310 — 311
Журавченко А. Н. *II* 291 — 292
Журов Н. С. 322

З

Зак С. Л. 15; *II* 294
Заливацкий Б. Н. *II* 361
Захаров Г. Н. 140, 160; *II* 35
Захаров П. Ф. 19
Зверев В. Н. *II* 293
Зволинский П. В. *II* 301
Звонарев Н. И. 167
Зеленов М. Т. *II* 200
Зиновьев Г. Е. 18
Знаменский Н. М. *II* 300
Зосим Д. С. *II* 315, 327
Зуев В. С. *II* 404, 429

И

Иванов М. И. *II* 421
Ивановский А. А. 408
Ивенсен П. А. 13, 244
Ивченко А. И. 67; *II* 186, 194
Идельчик И. Е. 40 — 41
Изакко В. 402
Изаксон А. М. 12, 16, 398, 400, 407
Иконников К. П. *II* 282
Ильинский Д. Н. 279
Ильюшин С. В. 9 — 11, 14, 16, 89, 120, 169, 203 — 204, 210 — 216, 219 — 220, 260, 272, 276, 339 — 340, 344 — 345, 397, 415, 417 — 418, 422 — 423, 426; *II* 42 — 44, 61 — 62, 118, 131, 134, 156, 171, 173, 186, 204, 209, 219, 295, 299, 339, 374, 380
Ингаунис Ф. А. 188
Ионов П. И. *II* 21
Иосифьян А. Г. 402
Исаев А. М. *II* 329, 405, 408, 413, 418
Ицкович З. И. 10

К

Кабанов А. И. *II* 48
Каганович Л. М. 211
Каганович М. М. 422; *II* 204
Калачев Г. С. *II* 291 — 292, 324, 328 — 330
Калинин В. В. 8, 178, 355, 418
Калинин К. А. 8, 12 — 13, 318, 323, 361 — 362, 365, 392, 414, 418, 422, 424; *II* 351, 362, 377
Калужнин А. Д. *II* 298
Каменев С. С. 26
Каменцев Н. Л. *II* 309
Камов Н. И. 402 — 405, 408, 410; *II* 196
Кампини С. *II* 431
Камышов Н. А. 357
Кан С. П. *II* 297
Кантор П. М. *II* 291
Капрелян Р. А. 380
Карман Т. 37, 42
Карпов В. А. 408
Картвели А. *II* 264
Картуков И. И. *II* 421
Кастанаев Н. Г. 256, 262, 288, 326 — 328
Качанов А. С. *II* 319
Каширин А. И. *II* 314
Каширин А. М. *II* 308 — 309
Келдыш М. В. 39, 234; *II* 286, 290, 305 — 308
Кемм С. *II* 222
Кербер Л. Л. 13; *II* 282
Кессених А. И. *II* 297
Кинасошвили Р. С. 45, 107
Киреев В. В. 48, 77
Кирштейн Б. Л. *II* 305, 308
Киселев В. Ф. *II* 300
Кишкин С. Т. 46; *II* 336, 339
Климов В. Я. 11, 25, 44 — 45, 50, 59, 74, 82 — 85, 98, 236, 429 — 430; *II* 57, 112, 164 — 165, 168 — 171, 185, 220, 229 — 230
Клубов А. Ф. *II* 251
Коанда А. *II* 431
Кодос 335
Кожедуб И. Н. *II* 112

Козлов И. Ф. 118, 151, 226
Козлов С. Г. 10, 15 — 16, 323
Козырев С. 407
Кокарев Л. М. 40 — 41
Коккинаки В. К. 77, 96, 127, 141, 155, 169, 205, 216, 218, 343 — 345, 347 — 348
Колесников Н. Д. *II* 144
Колосов Е. И. 15; *II* 291, 293 — 294
Колосов М. А. 13
Колосов С. Д. 67
Колпаков-Мирошниченко Л. Д. 8
Комаров Г. Н. *II* 417, 434
Кондаков Ф. М. *II* 302
Концевич Ф. В. 13, 64, 79 — 80
Корвин В. Л. 8 — 9
Корзинщиков С. А. 227, 310, 400, 404, 406 — 408; *II* 13, 319
Корзун В. К. 19
Корнеев Н. И. *II* 339
Коробан Н. Т. *II* 324
Королев Г. Н. 422
Королев С. П. 10, 13, 397, 423; *II* 6, 204, 212, 303 — 304, 366 — 369, 372 — 375, 381 — 382, 386, 390
Косберг С. А. 108
Коссинский С. А. 361
Коссов М. А. 65, 67, 104, 387; *II* 186
Косткин И. М. 9, 113, 116, 122, 416
Костович О. С. *II* 344
Косточкин В. В. *II* 324
Котельников В. А. *II* 317
Кох И. К. 25
Кочеригин С. А. 10, 14, 16, 24, 127, 189 — 192, 196, 204, 206, 209, 417 — 418, 421
Кочетков А. Г. *II* 252, 318, 324
Кочетков В. А. *II* 315
Кочин Н. Е. 39
Кошиц Д. А. 408
Кравченко Г. П. 141, 163
Красильщиков П. П. *II* 288
Красовский Н. В. 36
Крейсон П. М. 9, 416, 418
Крениг В. О. 47; *II* 337
Кржижевский А. В. 288
Крылов А. А. 8
Крылов А. И. 30
Кудрин Б. Н. 247, 323, 363, 376; *II* 48, 327, 329, 406, 408
Кузнецов А. В. 40
Кузнецов А. И. *II* 212
Кузнецов Б. Я. 40 — 41; *II* 287, 289
Кузнецов В. А. 404 — 405, 407 — 408, 410; *II* 294
Кузнецов В. И. *II* 314
Кузьмин Г. И. *II* 298
Кузьмин М. А. 101
Кулев А. В. 10, 381
Кулешов В. Ф. *II* 20
Кулешов Д. Я. *II* 304
Куликов Н. С. *II* 311
Кургузов Д. П. *II* 297
Курдюмов Т. В. 46; *II* 335
Курнаков Н. С. 46; *II* 335
Курчевский Л. В. 119, 147, 150, 154, 203, 224, 227, 236
Кутьин Т. В. 19

Л

Лавочкин С. А. 13, 16, 430; *II* 9, 15, 81 — 83, 101, 118, 124 — 126, 204, 219, 230, 294, 338, 383, 414, 418
Лаврентьев М. А. 39; *II* 286
Лампе 347
Лаписов В. П. 404
Лапчинский А. Н. 423
Ларин Ю. М. 18
Лебедев В. А. 20, 22
Леваневский С. А. 325, 327 — 328, 336 — 337
Леви-Чевита 37
Левченко В. И. 328, 336
Лейбензон Л. С. 39; *II* 301, 344
Ленин В. И. 18 — 19, 30, 32 — 33, 202
Лепилкин А. М. *II* 289
Лесникова Н. П. 398
Лехницкий С. Г. *II* 344
Лимонад Ю. Г. *II* 291, 294
Лион Э. 343
Липкин М. И. 327
Лисунов Б. П. 426
Логинов П. Е. *II* 426
Ложкин Б. Г. 42
Лозовский 311
Лойцянский Л. Г. *II* 288
Локк К. 403
Локтионов А. Д. 211, 424
Ломако В. Ф. 258
Лотарев В. А. *II* 186
Лурье М. Л. *II* 299
Лысенко И. Я. 81
Лыткин С. Г. *II* 290
Лыщинский В. В. *II* 305
Люлька А. М. 46, 110; *II* 229, 413, 426, 435
Лявиль А. 127, 381, 416
Ляпидевский А. В. 303

М

Майкапар Г. И. *II* 289 — 290, 294
Майоранов Е. И. 9

Макаревский А. И. *II* 298, 304, 316
Макаров С. Я. *II* 297
Макаровский С. О. 28
Макарук М. П. 24, 28, 48 — 50, 55, 176
Максим Х. 110
Малахов П. С. 23
Маленков Г. М. *II* 197
Малиновский П. И. 423
Мальцев Я. И. 418
Малявкин С. Ф. *II* 334
Марин Н. И. *II* 299, 301, 303 — 304, 308
Марин Н. М. *II* 303 — 304
Марки Р. *II* 109
Марков Д. С. 10, 13, 189
Мартынов А. И. *II* 299
Мартынов А. К. 15, 41, 244; *II* 287, 291, 294
Марченко В. М. *II* 301
Марьямов И. Э. 45, 59
Марьямов Н. Б. *II* 290
Масленников М. М. 59
Матвеев В. А. 384
Матвеев В. Н. 15, 269; *II* 291, 294
Машковский С. Ф. *II* 330
Меерсон С. М. 13
Мелькумов Т. М. 65, 110
Мельцнер Ф. 18
Мерилл 347
Меркулов И. А. 110; *II* 424, 430
Мессершмитт В. 164
Миклашевский Г. В. 42
Микоян А. И. 14, 16, 219, 398; *II* 21, 25, 32, 43, 45 — 46, 122 — 125, 170 — 171, 173, 188, 230, 338, 414, 419, 432, 434
Микулин А. А. 11, 25, 45, 50, 59, 64, 72, 74, 77 — 79, 87 — 89, 91 — 92, 98, 108, 211, 215, 332, 429; *II* 68, 132, 165, 171 — 176, 179, 210, 220, 230
Миль М. Л. 403 — 404, 407 — 408, 410; *II* 291
Минаев К. А. *II* 301
Миндер К. П. 234
Минкевич Н. А. 46; *II* 335
Минкер К. В. 330
Минухин Б. Л. *II* 289
Мирошников В. Ф. 19
Митчел Р. *II* 252
Михайлов А. Н. 409
Михайлов Б. М. 19
Михайлов В. В. 126
Михайлов М. М. *II* 292
Михеев И. В. 375, 403
Михельсон Н. Г. 8 — 9
Могилевский М. П. *II* 291
Можаев А. В. 18
Можайский А. Ф. 110; *II* 343, 347
Можаровский Г. М. 196, 219, 237; *II* 46, 209
Моисеев Я. Н. 182, 326
Моишеев П. А. 50, 92
Молотов В. М. 211; *II* 161, 204
Морозов Н. Н. 300
Мосеев С. Б. 41
Моска Ф. 19, 23
Москалев А. С. 10, 14 — 15, 105, 338, 387, 395, 422; *II* 19, 420
Мусинянц Г. М. 35, 41; *II* 294
Мызин В. А. *II* 309
Мясищев В. М. 12, 14, 16, 349, 389, 423; *II* 6, 148, 155, 175, 230

Н

Надашкевич А. В. 9, 13, 418
Надирадзе А. Д. *II* 364
Назаров А. С. 11, 13, 60, 67, 69, 75, 80, 98, 103, 340, 423, 429 — 430
Наумов М. П. *II* 302, 304
Невдачин В. П. 397
Незваль И. Ф. 13, 16, 329, 423
Нейман И. Ш. 44, 59, 77
Некрасов А. И. 12, 39
Неман И. Г. 10, 12 — 13, 190, 195 — 196, 200, 211, 376 — 377, 422, 426; *II* 6, 362
Нессонов Б. Д. *II* 302
Нестеренко М. П. 348
Никашин А. И. 154; *II* 16, 318 — 319
Никитин В. В. 10, 14 — 16, 24, 392, 394, 418; *II* 19, 336
Никитюк А. И. *II* 291 — 292
Николаев А. В. 15; *II* 291, 294
Николаенко В. Г. 15; *II* 287, 290 — 291, 294
Нобиле У. 37
Новиков Н. И. 376
Ноздровский С. А. *II* 317
Носач Л. Я. 101
Нуров Н. Г. 395
Нюхтиков М. А. 317, 327; *II* 58, 67

О

Образцов П. Ф. *II* 297
Овчинников К. И. *II* 250
Огородников С. Н. *II* 318
Одиноков Ю. Г. *II* 297, 300
Озеров Г. А. 33, 37, 40, 42, 46; *II* 297, 301 — 302, 308, 333
Окромешко Н. В. 66
Олейников Г. А. *II* 301
Орджоникидзе Г. К. 40, 46, 82, 106, 336, 344, 429; *II* 334
Осипенко П. Д. 96, 258, 343, 430

Остославский И. В. 15, 269; *II* 289, 291, 293 — 294, 330, 378, 428
Островский А. П. 59, 70

П

Павлов С. Е. *II* 311
Палло А. В. *II* 403, 407
Пальмен Л. Я. 50
Пальчиков А. С. *II* 413
Панкратов А. И. *II* 303
Панкратов В. С. *II* 323
Панов Д. Ю. *II* 303
Панферов И. С. *II* 200
Папанин И. Д. 189, 224, 314, 337
Пархомовский Я. М. *II* 305 — 306, 307, 309
Пауэлл Г. *II* 243, 252
Пахомов А. К. *II* 418 — 420, 422
Пашинин М. М. 12 — 13, 16; *II* 9, 15
Пашковский И. М. *II* 324, 330
Петляков В. М. 12, 14, 16, 236, 329; *II* 6, 19 — 20, 49, 51 — 52, 139, 159, 190
Петерс 42
Петров Г. И. 39; *II* 327
Петров Д. А. 47; *II* 336
Петров И. Ф. 121 — 122, 308, 338, 379, 383; *II* 253, 327
Петров М. Н. 12
Петров Н. И. 359
Пилюгин Н. А. *II* 317
Пионтковский Ю. И. 127, 372, 386; *II* 13, 48, 319
Писаренко В. О. 187
Плетникова Е. Д. *II* 301
Победоносцев Ю. А. 110; *II* 317, 424
Побежимов Г. Т. 328
Побережский И. И. 45, 74
Повицкий А. С. *II* 309
Погосский Е. И. 418
Погосский И. И. 46, 265, 267; *II* 333
Пожалостин А. И. *II* 303
Пойер Х. *II* 247
Покровский Е. А. *II* 292
Покрышкин А. И. *II* 74, 79, 251
Полбин И. С. *II* 274
Поликарпов Н. Н. 8 — 15, 24, 82, 113, 116 — 117, 119 — 121, 125 — 126, 131 — 132, 141 — 142, 145, 147, 154, 162, 168, 172, 174 — 175, 178, 183 — 184, 193, 196, 198 — 200, 203, 245, 252, 301, 337, 359, 380, 391, 397, 415 — 416, 418, 421; *II* 5, 9, 17, 24, 32, 53, 55, 116, 118, 148, 157, 171, 173, 178, 349, 365, 410
Поликовский В. И. 89, 107; *II* 166, 169, 315
Поляхов Н. Н. *II* 289
Пономарев К. И. 409
Поплавко-Михайлов М. В. *II* 341
Попов К. К. 148, 226, 233
Попов Л. С. *II* 305 — 309
Пороховщиков А. А. 8, 201, 391
Потте В. Ф. 177
Прандтль Л. 37; *II* 284
Преображенский Е. Н. *II* 149
Привалов А. И. 351
Проскуряков А. П. 409
Прошаков А. Г. 171
Пугачев И. А. 45
Пульхров Г. Н. *II* 293
Пусэп Э. К. *II* 159, 161
Путилов А. И. 10, 12 — 13, 16, 369, 386; *II* 124, 351, 360
Путилов К. А. *II* 429
Пышнов В. С. 10, 24; *II* 291 — 292, 298, 329, 368, 406

Р

Рабинович А. Л. *II* 344
Рабкин И. Г. *II* 320
Райс Р. *II* 239
Райх А. Л. *II* 291 — 292, 406
Райхер В. Л. *II* 304
Раскова М. М. 96, 258, 342, 430
Расторгуев В. Л. *II* 313, 324, 417
Рафаэлянц А. Н. 10, 24, 387, 417
Резник А. Л. *II* 307, 309
Речкалов Г. А. *II* 251
Риз П. М. *II* 303
Рисберг А. Б. *II* 288, 292, 298
Ришар П. Э. 252, 416
Родзевич Е. В. 181
Розенфельд А. А. 59
Ройзман Л. И. *II* 307
Ромашевский А. Ю. *II* 300
Росси 335
Ростовцев Г. Г. *II* 299
Руденко С. И. 40
Рудых Г. Н. *II* 300
Рузвельт Ф. *II* 246
Русаков В. П. 306, 367
Рухимович М. Л. 422
Рыбальчук С. Т. 260, 262
Рыбко Н. С. 199; *II* 313, 319, 330
Рыков А. И. 20, 373
Рычагов П. В. 141, 424
Рычик В. П. *II* 297
Рябенко Т. В. 256, 279, 281
Рязанов 317

С

Сабинин Г. Х. *II* 288
Савельев Д. И. 401 — 402
Сальдау П. Я. *II* 336
Самсонов П. Д. 10, 14, 257; *II* 69
Самсонов С. С. 67, 272
Сафонов Б. Ф. *II* 225
Сафронов Г. А. *II* 299 — 301

Сахранов В. Т. 199
Свердлов И. А. *II* 297
Свешников К. П. 355
Свищев Г. П. 15; *II* 288, 295, 428
Севрук Д. Д. *II* 413
Седов Л. И. 39; *II* 286
Секкерж-Зенкович Я. И. *II* 344
Сердюков Н. П. 64, 79, 108
Серебрийский Я. М. *II* 264, 282
Серебрянский Н. П. *II* 303
Серенсен С. В. *II* 297
Серов М. В. *II* 304
Сидорин И. И. 12, 33, 35 — 36, 46; *II* 297, 301, 333 — 334, 336, 345
Сикорский И. И. 295 — 296, 353 — 354; *II* 349
Сильман А. И. 15; *II* 291, 294
Синицын В. Ф. *II* 301
Скарбов А. А. 10, 189
Склянский Э. М. 19
Скляров Н. М. 46; *II* 336, 339
Скржинский Н. К. 402, 404 — 405, 407 — 408, 410
Скубачевский Г. С. 109; *II* 165, 191
Слуцкий А. И. *II* 289
Слюсаренко В. В. 22
Смирнов Б. А. 160
Смирнов Б. В. *II* 315
Смолин А. П. 424
Смрчек А. В. *II* 305, 309
Смушкевич Я. В. 211, 424; *II* 199
Снегирев М. А. 319, 363 — 364
Соколов Н. А. 40; *II* 308
Соловьева А. А. *II* 302
Солодкин Е. Е. *II* 288, 293
Сопман С. С. *II* 294
Сорокин Д. А. *II* 291
Спирин И. Т. 87, 188, 335, 339, 363; *II* 311
Сталин И. В. 211, 216, 337, 413; *II* 80, 159, 203 — 204, 207, 246
Станкевич Ю. К. *II* 30, 313, 317 — 318, 327
Стариков К. А. 73
Старостин 50
Стеглау И. И. *II* 344 — 345
Стеклов В. А. 30
Степанчонок В. А. 155 — 156; *II* 178, 318
Стерлигов Б. А. *II* 311
Стерлин А. Э. 40
Стефановский П. М. 154, 157, 209, 246, 317, 328, 330, 335, 338, 379, 383; *II* 12, 17, 24, 318 — 319
Стечкин Б. С. 12, 32, 36, 44 — 45, 50, 59 — 60, 82, 98, 107, 423; *II* 6, 221, 424
Стоман Е. К. 183; *II* 311
Стрелков С. П. 41
Стрельцов А. Т. 40; *II* 287
Стригунов В. М. *II* 300
Строев Н. С. *II* 312, 319
Субботин М. В. *II* 302
Сугак С. С. *II* 281
Сузи Т. П. 170, 199
Супрун С. П. 165; *II* 17, 20, 254, 319
Супрун Ф. П. *II* 252
Суржин К. Н. 40; *II* 299, 302
Сухой П. О. 12 — 14, 16, 118, 147, 196, 198, 210 — 211, 219, 332, 342, 417 — 418, 423; *II* 21, 42 — 43, 45, 47, 124, 138 — 140, 170, 175, 188, 230, 376, 414, 418, 432, 434
Сухомлин И. Т. 282 — 283
Сьерва Х. 403

Т

Таборовский С. И. 379 — 380
Таиров В. К. 12, 14, 16, 380, 386, 422; *II* 30, 209
Тайц М. А. *II* 312, 314, 319, 326 — 327
Таланов В. В. *II* 309
Тараканов ский М. И. *II* 407
Тарощин Л. И. *II* 330
Таубин Я. Г. 216
Тимофеев П. Г. *II* 303, 309
Тимошенко С. К. *II* 185
Тимошенко С. П. *II* 308
Тихонов Н. И. *II* 324
Тихонравов М. К. 10, 24; *II* 396, 404, 423
Толстов А. И. *II* 229
Толстых И. П. 10; *II* 329, 361
Томашев Н. Д. *II* 337
Томашевич Д. Л. 13 — 14, 396, 421, 423; *II* 6
Томашевский А. И. 181, 297, 300, 357; *II* 311, 369
Торопов И. И. *II* 144
Трескин С. А. 64, 107
Триандафилов В. К. 202
Трофимов Н. Л. *II* 251
Труд А. И. *II* 251
Туманов А. Т. 47; *II* 338, 341
Туманский А. К. 98, 326
Туманский С. К. 45, 98, 340, 430
Тумаркин С. А. *II* 303
Туполев А. Н. 8 — 14, 16, 23, 32 — 33, 36 — 37, 42, 46, 74, 98, 117 — 118, 121, 147, 178, 196, 203, 220, 224, 228, 232 — 233, 235, 261, 265, 280, 299, 301, 304, 308, 320, 328 — 330, 332, 339 — 340, 343, 349, 357 — 358, 369, 375, 384 — 385, 415, 417, 422 — 424; *II* 5 — 6, 47, 53, 56, 58, 70, 146 — 148, 157 — 158, 237, 282,

298, 327, 333, 340, 345, 355, 369, 374, 376, 426
Турецкий С. И. *II* 312
Туржанский А. А. 202
Тухачевский М. Н. 202, 330

У

Уваров В. В. 45 — 46, 110; *II* 188, 229, 414, 426
Удет Э. 164
Уляхин Е. Г. 170
Уманский А. А. *II* 297, 300
Упадышев Б. Л. *II* 302
Урмин Е. В. 45, 59, 64, 67, 79 — 80, 98, 430; *II* 165, 186
Урываев М. Г. 28, 44
Уткин В. В. *II* 323
Ушаков Б. А. *II* 288
Ушаков К. А. 15, 35, 40 — 42; *II* 291, 294

Ф

Фадеев А. А. *II* 229
Фадеев Н. Н. *II* 292 — 293
Фарих Ф. Б. 303
Федоров А. В. *II* 251
Федоров В. П. *II* 28, 324, 329, 402 — 403
Федоров Д. Д. 8
Федоров П. И. *II* 229, 407, 413
Федотов В. А. *II* 297
Федрови П. Я. *II* 14
Федяевский К. К. 15; *II* 288
Феофанов А. Ф. *II* 297
Фиксон Н. Д. *II* 19, 403
Филин А. И. 87, 335, 424; *II* 327
Филиппов В. Н. 126, 181
Фиш Э. И. *II* 293
Флаксерман Ю. Н. 35 — 36
Флеров Б. К. *II* 338
Флиский М. Р. *II* 174
Флоров И. Ф. 10, 14, 16, 422; *II* 9, 18, 209, 405, 414, 418, 427
Фойхтер Г. *II* 221
Фоккер А. 37
Фомин Г. М. *II* 303
Франкль Ф. И. *II* 289
Француз Т. А. *II* 299, 304
Фролов А. Т. *II* 323, 330
Фрунзе М. В. 21, 28, 202
Фуфаев Д. В. 182

Х

Халезов Д. В. *II* 289 — 290, 294
Харламов Н. М. 12, 39, 116, 232, 280, 424
Хедерер *II* 254
Химушин Ф. Ф. *II* 342
Хиони В. Н. 8
Холщевников К. В. 45; *II* 188, 229, 431
Хрипин В. В. 422
Христанович С. А. 39; *II* 202

Ц

Цандер Ф. А. 50
Царевский М. М. 41
Цветков В. Т. 110
Цыбин П. В. 15; *II* 420

Ч

Чаплыгин С. А. 22, 30, 33, 35 — 36, 39, 415; *II* 284, 286, 409
Чаромский А. Д. 13, 45, 59, 64, 79 — 80, 99 — 110, 105, 108, 314, 338, 423
Чачикян Р. Г. 314
Чеботаревский В. В. *II* 340
Чекалов В. И. 47, 424
Чекарев А. В. 126
Челомей В. Н. *II* 230, 431
Чемберлен О. 182
Ченцов Н. Г. *II* 299, 301
Черемухин А. М. 13, 35, 42 — 43, 355, 399 — 401, 404, 407, 410 — 411; *II* 297 — 300, 304, 308
Чернавский А. П. 350, 407; *II* 28
Чернов Д. К. 46; *II* 335
Чернышов В. Н. 150
Чернышов Н. Н. *II* 308
Чесалов А. В. *II* 292, 312, 315 — 319, 325
Четвериков И. В. 10, 14, 263 — 264, 268, 270, 272, 286 — 287, 397, 422; *II* 69
Чечин В. И. 270
Чижевский В. А. 10, 12 — 13, 338, 418, 422; *II* 399
Чкалов В. П. 50, 74, 87, 155, 157, 170, 199, 244, 246 — 247, 337, 346, 429; *II* 191, 312, 376
Чудаков Е. А. 24, 32, 77
Чулицкий Н. Н. 47; *II* 338
Чулков В. И. 375
Чухновский Б. Г. 268 — 270

Ш

Шавров В. Б. 10, 272, 289 — 290, 416, 422, 425
Шапошников Б. М. *II* 199
Шарапов А. И. 115
Шауров Н. И. 125
Шахурин А. И. 98; *II* 147, 174, 199, 204, 211 — 212, 406, 409
Шварц Э. И. 370, 376, 383
Швецов А. Д. 11, 50, 60, 66, 74 — 75, 91 — 92, 94 — 95, 98, 416, 429 — 430; *II* 32, 43, 67, 80, 82, 138, 165, 174, 177 — 179, 181 — 185, 191, 192, 370
Шебанов Н. П. 384; *II* 66
Шевелев М. И. 287
Шевердинский Л. И. 317

Шевченко В. В. 15 — 16, 199; *II* 19, 366
Шелест И. И. *II* 313, 324
Шереметьев Л. Г. 59
Шестаков С. А. 37, 182, 301
Шехтер Л. М. *II* 361
Шишкин С. Н. *II* 298, 302
Шишмарев М. М. 8
Шиянов Г. М. *II* 20, 313, 416, 422
Шмидт О. Ю. 422
Шмюд Э. *II* 258
Шпитальный Б. Г. 246
Шумилин А. А. 13

Щ

Щербаков А. Я. 14, 396; *II* 365, 399, 401, 403
Щетинин С. С. 20, 22
Щетинков Е. С. 110; *II* 399, 429

Э

Эверест Ф. *II* 246
Эвич И. П. *II* 179
Эйсмонт Н. Б. 21
Элибекян С. А. 395
Эскин И. И. *II* 299

Ю

Юганов В. Н. *II* 420
Юмашев А. Б. 118, 187, 281, 308, 312, 335 — 336, 339, 383; *II* 401
Юнкерс Г. 299
Юрьев Б. Н. 33, 35 — 36, 43, 398 — 399, 408 — 411; *II* 286, 288, 294

Я

Яковлев А. С. 10 — 11, 13 — 14, 16, 68, 104 — 105, 372, 392 — 395, 397 — 398, 417, 422, 430; *II* 9, 12, 14, 21, 29, 48 — 49, 104 — 105, 112, 114, 123 — 124, 126, 165, 174, 199, 220, 227, 230, 294, 341, 406, 414, 418
Яковлев В. М. 64, 74, 79, 101, 338
Яценко В. П. 10, 13, 16, 24, 127, 421; *II* 9

УКАЗАТЕЛЬ ОРГАНИЗАЦИЙ И УЧРЕЖДЕНИЙ

Авиавнито (Авиационное научно-инженерное общество) 380
Авиамоторный отдел НАМИ 50, 59, 77, 98, 417
Авиамоторный трест ГУАП 414
Авиасовет (Всероссийский совет авиации) 17, 19
Авиатрест (Государственный трест авиационной промышленности) 8, 27 — 28, 36, 119 — 121, 125, 359 — 360, 413 — 415; *II* 238
Авиахим (Общество содействия авиационному и химическому строительству, *см.* также Осоавиахим) 50
Авиационный (5-й) отдел Технико-производственного управления Главного управления военной промышленности 22, 24, 27; *II* 238
АВФ (Академия воздушного флота, *см.* также ВВА) 203
АГОС (Отдел авиации, гидроавиации и опытного строительства) ЦАГИ 8 — 9, 36 — 37, 118, 121, 124, 150, 261, 369, 416 — 417; *II* 355
Аллисон (фирма) *II* 244
Амторг *II* 203
АН (Академия наук) СССР 89, 98; *II* 202, 398
Арадо (фирма) 166
Аэродинамическая секция НТО ВСНХ 32
Белл (фирма) *II* 247 — 252
Блисс (фирма) 427
БНК (Бюро новых конструкций) 127, 416
Боинг (фирма) *II* 280
БОК (Бюро особых конструкций) 422; *II* 365
Бощ (фирма) *II* 204
Бригады (№ 1 — 6 и др.) в ЦКБ легких самолетов на заводе № 39 10, 345, 418, 421 — 422
Бригады в ЦКБ-29 14
Бристоль (фирма) 67, 69
Броун-Бовери (фирма) *II* 203
Бултон-Пол (фирма) 299
Бюро военных комиссаров 18
Бюро изобретений ВСНХ 297
Бюро новой техники (БНТ) ЦАГИ *II* 202, 219, 228
Валти (фирма) *II* 204
ВАМУ (Высшее аэромеханическое училище, *см.* также МАИ) 8
ВАО (Всесоюзное авиационное объединение) 9, 414, 417; *II* 238
ВВА (Военно-воздушная академия им. Н. Е. Жуковского, ранее АВФ, с 1963 г. ВВИА) 7, 10, 32, 38, 50, 59, 65, 98, 100, 323, 337, 407 — 408, 410; *II* 377
ВВИА (Военно-воздушная инженерная академия, *см.* также ВВА им. Н. Е. Жуковского) 7; *II* 297
Ветроэнергетический институт 37
ВИАМ (Всесоюзный НИИ авиационных материалов) 7, 38, 44, 46 — 47, 82, 210, 417, 434; *II* 210, 217 — 219, 228 — 229, 334 — 336, 338 — 342, 378

Виккерс (фирма) 299
ВМО (Винтомоторный отдел) ЦАГИ 7, 36, 50, 59, 417
Военное министерство России 18
Военно-промышленное управление ВСНХ 413, 415
Военно-революционный комитет Московского военного округа по авиации 18
Военно-революционный комитет Петроградского Совета 17
Военно-техническая школа ВВС 98
Воздухоплавательная лаборатория ЦАГИ 37
Воронежский авиатехникум 10, 422, 434
Восьмой отдел ЦАГИ *см.* ОЭЛИД
Всероссийская коллегия по управлению Рабоче-крестьянским Красным воздушным флотом 18 — 19, 30
Всероссийский совет авиации *см.* Авиасовет
Всесоюзное объединение ГВФ (Гражданского воздушного флота) 363
Всесоюзный электротехнический институт 402
ВСНХ (Высший совет народного хозяйства) РСФСР и СССР 6, 8, 18 — 22, 24, 26 — 27, 30, 32 — 36, 49, 109, 297, 413 — 415; *II* 238, 311, 333
ВТ (Внутренняя тюрьма) на заводе № 39 121, 416 — 417
ВЦИК (Всероссийский центральный исполнительный комитет) 19
ГАЗ (Государственный авиационный завод) *см.* Заводы
Гамильтон (фирма) 427
ГДЛ (Газодинамическая лаборатория) *II* 366, 368, 371
Генеральный штаб *II* 199
Гидроэнергетический институт 37
Гипровоти, позднее Государственный союзный проектный институт № 10 428
Гипронииавиапром (Государственный институт проектирования авиационных заводов) 419, 434; *II* 224
Гипроспецметалл 419
ГИРД (Группа изучения реактивного движения) *II* 395 — 396, 397, 424
ГКО (Государственный комитет обороны) *II* 208 — 215, 217 — 220, 223, 227, 229, 321, 325, 406, 409, 413, 418
Главвоенпром (Главное управление военной промышленности) ВСНХ 22, 24 — 25, 27, 413; *II* 238, 333
Главвоздухфлот (Главное управление Рабоче-крестьянского Красного воздушного флота) 7, 19, 21 — 22, 24, 49, 53, 297, 355; *II* 311
Главкоавиа (Главное управление объединенных авиапромышленных заводов) 19 — 20, 22, 24, 49; *II* 238
Главметалл (Главное управление металлопромышленности) ВСНХ 27, 413 — 415; *II* 238
Главная инспекция по качеству *II* 210
Главное военно-мобилизационное управление НКТП 10
— управление военно-воздушного флота *см.* ГУ ВВФ
— — радиолокационной техники НКАП *II* 228
Главные управления НКОП 422
Главный военный совет ВМФ 294
Главсевморпуть 287
Главцветмет 427
Гном-Рон (фирма) 68 — 69
Горьковский авиатехникум 434
Госплан 21, 413, 418, 420; *II* 200, 223
Госпромцветмет 26
Государственный институт по реактивной технике *II* 229
— трест авиапромышленности *см.* Авиатрест
Группа "Г" в ЭАО ЦАГИ (*см.* также Секция особых конструкций) 399
— "Р" *см.* ОКБ Ришара П. Э.
ГУАП (Глававиапром, Главное управление авиационной промышленности) 9, 12 — 13, 46, 59, 156, 339, 381, 414, 418, 420, 422, 427; *II* 238, 334
ГУ ВВФ (Главное управление военно-воздушного флота, *см.* также УВВС) 30, 32, 49
ГУ ГВФ (Главное управление гражданского воздушного флота) 10, 380 — 381
Гудрич (фирма) *II* 274
ГУЛАГ (Главное управление лагерей) НКВД 427
Даймлер-Бенц (фирма) 111; *II* 166
"Дерулюфт" (авиакомпания) 354, 359, 368
Де Хэвилленд (фирма) *II* 277
Дирижаблестрой 431
"Добролет" (авиакомпания) 21, 354 — 355, 357, 359, 363
Дорнье (фирма) 23
ДОСААФ (Добровольное общество содействия армии, авиации и флоту, *см.* также Осоавиахим) 67, 394
Дуглас (фирма) 426; *II* 272, 275
Завод (*см.* также Заводы ГАЗ, Заводы номерные) "Авиаприбор" 428
— "Авиаработник" (Москва), переименован в завод № 39 (*см.* Заводы номерные) 9, 23, 414
— "Амстро" *см.* ГАЗ-6
— Андижанский (авиамоторный) *II* 186
— "Андреев-Ланский и Ко" 18
— "Аэролак" *см.* ГАЗ-16
— "Аэротехнический" (Москва, *см.* также ГАЗ-8) 18, 20, 25
— Бердянский авиационный 22
— "Большевик" (бывш. Обуховский, Ленинград) 24, 26, 49, 55, 428
— — (бывш. ДЕКА, Запорожье) *см.* ГАЗ-9

Завод Верх-Исетский *II* 217
— винтовых летательных аппаратов 398, 408
— Воронежский авиамоторный *см.* № 16
— — авиационный *см.* № 18
— "Гамаюн" *см.* завод Щетинина С. С.
— "Гном и Рон" (Москва, *см.* также ГАЗ-2) 19, 24, 48 — 49, 51 — 53
— Горьковский авиационный *см.* № 21
— гражданской авиации (Харьков), переименован в завод № 135 (*см.* Заводы номерные) 414
— — — ремонтный (Быково) 387
— Гурьевский *II* 217
— ДЕКА ("Дюфлон и Константинович", Александровск, *см.* также ГАЗ-9) 18, 25, 48 — 49
— Днепропетровский металлургический им. Ленина *II* 338
— "Дукс" (*см.* также ГАЗ-1) 18 — 19, 22, 54
— Дюренметаллверке 46; *II* 333
— "Зингер" *см.* Завод швейных машин
— Златоустовский *II* 217
— Ижорский (Ленинград) 26
— "Икар" *см.* ГАЗ-2
— имени Авиахима *см.* ГАЗ-1 и № 1
— — Баранова; Ворошилова; Горбунова; Гольцмана; Горького; Димитрова; Менжинского; Орджоникидзе; Сталина; Чкалова *см.* соответственно № 29; 18; 22; 89; 83; 31; 39; 21; 19 и 125; 84
— — Серова (металлургический) *II* 217
— — Фрунзе (авиамоторный) 335, 363, 365
— "Искромет" 49
— Казанский авиационный *см.* № 124
— Карасубазарский авиационный 22
— "Каучук" *II* 229
— Киевский авиационный *см.* № 43
— Кировский (Ленинград) 110, 431
— Коломенский им. Куйбышева 110
— Кольчугинский цветных металлов 26; *II* 333
— Коха И. К. *см.* ГАЗ-16
— "Красный выборжец" (Петроград) 26; *II* 333
— "Красный гвоздильщик" 26
— "Красный летчик" *см.* ГАЗ-3
— Кузнецкий *II* 217
— Лебедева В. А. (*см.* также ГАЗ-7, ГАЗ-10) 20, 22 — 23
— "Лебедь" *см.* ГАЗ-10
— "Метприбор" *см.* № 224
— "Метрон" *см.* № 214
— Моска Ф. (*см.* также ГАЗ-5) 19, 23
— "Мотор" (Рига, позже Москва; *см.* также ГАЗ-4) 19 — 20, 48 — 49, 51 — 52
— Муслюмовский *II* 217
— Нижнетагильский *II* 217
— Никопольский металлургический *II* 338
— Обуховский *см.* завод "Большевик"
— опытных конструкций (ЗОК) НИИ ГВФ 10, 105
— — — ЦАГИ (*см.* также № 156) 9, 37, 39, 399, 404, 407 — 408, 417 — 418, 423, 431
— "Пирометр" *см.* № 218
— Первый государственный *см.* завод Кольчугинский
— "Пропеллер" *см.* ГАЗ-8
— "Радио" *см.* № 12
— "Ремвоздух" в Смоленске, Москве, Киеве, Севастополе, Ленинграде (заводы переименованы соответственно в заводы № 35, 39, 43, 45, 47, *см.* Заводы номерные) 414
— "Ремвоздух" № 6 (Киев) 361
— "Русский Рено" (Рыбинск, *см.* также ГАЗ-6) 24, 48
— Русско-балтийский автомобильный (Москва) 23
— Русско-балтийский вагоностроительный (РБВЗ, Петроград, *см.* также ГАЗ-3) 20, 22, 48; *II* 349
— "Сальмсон" (Москва, *см.* также ГАЗ-6) 20, 24, 48 — 49
— "Самолет" *см.* ГАЗ-5
— Саратовский авиационный (САЗ) *см.* № 292
— Синарский *II* 217
— Слюсаренко В. В. 22
— "Тизприбор" *см.* № 230
— "Точизмеритель" *см.* № 382
— Харьковский авиационный, *см.* № 135 и ХАЗОС
— швейных машин (бывш. "Зингер", Подольск) 18, 49
— Щетинина С. С. ("Гамаюн") 20, 22
— "Электросила" 43
— "Электросталь" *II* 341, 342
— Юнкерс (Москва, Фили) 23, 49
Заводы ГАЗ (Государственный авиационный завод):
ГАЗ-1 им. Авиахима (Москва, *см.* также "Дукс") 22 — 24, 27, 176, 189, 359, 413, 415; *II* 333; переименован в завод № 1 (*см.* Заводы номерные)
ГАЗ-2 "Икар" (Москва, *см.* также "Гном и Рон") 24, 27, 49 — 50, 54 — 56, 59, 64, 77, 109, 176, 413; вместе с ГАЗ-4 вошел в завод № 24 им. Фрунзе (*см.* Заводы номерные)
ГАЗ-3 "Красный летчик" (Ленинград, *см.* также завод РБВЗ) 8, 22, 27, 250, 360, 413; переименован в завод № 23 (*см.* Заводы номерные)
ГАЗ-4 "Мотор" (Москва, *см.* также завод "Мотор") 24, 27, 49 — 50, 52, 59 — 60, 66, 78, 92, 109,

413; вместе с ГАЗ-2 вошел в завод № 24 им. Фрунзе (*см.* Заводы номерные)

ГАЗ-5 "Самолет" (Москва, *см.* также завод Моска Ф.) 23, 27, 182, 356, 413; переименован в завод № 25 (*см.* Заводы номерные)

ГАЗ-6 "Амстро" (Москва, *см.* также завод "Сальмсон") 24, 49 — 50

ГАЗ-6 (Рыбинск, *см.* также завод "Русский Рено") 24, 413; переименован в завод № 26 (*см.* Заводы номерные)

ГАЗ-7 (Москва) 24, 413; переименован в завод № 22 (*см.* Заводы номерные)

ГАЗ-7 (Пенза, бывш. завод Лебедева В. А.) 22

ГАЗ-8 "Пропеллер" (Москва, *см.* также завод "Аэротехнический") 25, 27, 413; переименован в завод № 28 (*см.* Заводы номерные)

ГАЗ-9 "Большевик" (Запорожье, бывш. Александровск; *см.* также завод ДЕКА) 25, 27, 49, 56, 60, 67, 413; переименован в завод № 29 (*см.* Заводы номерные)

ГАЗ-10 "Лебедь" (Таганрог, *см.* также завод Лебедева В. А.) 23, 27, 413; переименован в завод № 31 (*см.* Заводы номерные)

ГАЗ-11 (Москва, лесопильный) 27, 413; переименован в завод № 41 (*см.* Заводы номерные)

ГАЗ-11 (Одесса), ГАЗ-12 (Киев), ГАЗ-14 (Сарапул), ГАЗ-15 (Симферополь) 22

ГАЗ-16 "Аэролак" (Москва, бывш. завод Коха И. К.) 25, 27, 413; переименован в завод № 36 (*см.* Заводы номерные)

Заводы номерные:

№ 1 им. Авиахима (Москва, бывш. ГАЗ-1, *см.* Заводы ГАЗ) 413, 421, 425, 431 — 432, 434; *II* 201, 204, 213, 218, 219, 225, 236, 403, 424

№ 1 УВВС (Москва) *см.* завод № 132

№ 11 420

№ 12 (Москва, бывш. "Радио") 413, 431

№ 16 (Воронеж, авиамоторный) 104 — 105, 419, 424, 428 — 431; *II* 218, 220, 225, 227, 229

№ 18 им. Ворошилова (Воронеж, авиационный) 216, 422, 426, 431 — 432; *II* 201, 204, 218, 219, 225 — 227, 236, 306

№ 19 им. Сталина (Пермь) 75, 111, 419, 428 — 431; *II* 214, 225 (позже — Моторостроительное объединение им. Свердлова)

№ 20 (Москва) 431; *II* 218, 227

№ 21 им. Орджоникидзе (Горький) 129, 421 — 422, 426, 431 — 432; *II* 81 — 82, 200 — 201, 204, 214, 225, 235

№ 22 им. Горбунова (Москва, позже — Казань; бывш. ГАЗ-7, *см.* также Заводы ГАЗ) 236, 323, 367, 413, 415 — 416, 423, 425, 431 — 432, 434; *II* 201, 204, 225, 236

№ 23 (Ленинград, бывш. ГАЗ-3; *см* также Заводы ГАЗ) 413, 416, 422, 425, 432, 434; *II* 204, 209, 218, 225, 228, 235, 237

№ 23 (Москва) *II* 236 — 237

№ 24 им. Фрунзе (Москва; объединил ГАЗ-2 и ГАЗ-4; *см.* также Заводы ГАЗ) 7, 59, 64, 70, 74, 80, 82, 87, 92, 109, 413, 417, 428 — 429, 434; *II* 191, 201, 209, 218, 225

№ 25 (Москва, бывш. ГАЗ-5, *см.* также Заводы ГАЗ) 413, 415, 417

№ 26 (Рыбинск, бывш. ГАЗ-6, *см.* также Заводы ГАЗ) 71 — 72, 74, 413, 422, 428 — 431; *II* 201, 218, 220, 227

№ 27 (Казань) 429, 431

№ 28 (Москва, бывш. ГАЗ-8, *см.* также Заводы ГАЗ) 413, 416, 427

№ 29 им. Баранова (Запорожье, бывш. ГАЗ-9, *см.* также Заводы ГАЗ) 68, 75, 80, 95, 98, 103 — 104, 413, 420, 428 — 431; *II* 212, 218

№ 30 (Москва) 431; *II* 219, 225, 236

№ 31 им. Димитрова (Таганрог, позже — Тбилиси, бывш. ГАЗ-10, *см.* также Заводы ГАЗ) 256, 413, 422, 425, 431 — 432, 434; *II* 82, 201, 204, 209, 212, 235

№ 32 (Москва) 425, 431

№ 33 (Москва) 431; *II* 218, 229

№ 34 (Москва) 425, 427, 431

№ 35 (Смоленск, бывш. завод "Ремвоздух" — *см.*) 414, 422, 431

№ 36 (Москва, бывш. ГАЗ-16, *см.* также Заводы ГАЗ) 413

№ 39 им. Менжинского (Москва, позже — Иркутск, бывш. завод "Авиаработник" — *см.*) 9 — 10, 129, 189, 263, 336, 339, 345, 372, 414, 416 — 418, 422, 431 — 432; *II* 201, 204, 225, 227, 236

№ 41 (Москва, бывш. ГАЗ-11, *см.* также Заводы ГАЗ) 413; *II* 227

№ 43 (Киев, бывш. завод "Ремвоздух" — *см.*) 379 — 380, 404, 414, 422, 425, 431, 434

№ 45 (Севастополь, бывш. завод "Ремвоздух" — *см.*) 414, 422, 431; *II* 224

№ 47 (Ленинград, позже — Оренбург, бывш. завод "Ремвоздух" — *см.*) 414, 431, 434; *II* 235, 237

№ 49 431

№ 51 (Москва) 421; *II* 230

№ 64 (Воронеж) *II* 227
№ 81 (Тушино) 370, 421, 426, 431 — 432, 434; *II* 237
№ 82 (Москва) 424; *II* 235
№ 83 им. Горького 431
№ 84 им. Чкалова (Химки, позже — Ташкент) 389, 421, 426, 431; *II* 237
№ 89 им. Гольцмана (ЗиГ) 381 — 382
№ 95 (Сетунь) 427, 431
№ 99 (Улан-Удэ) 426, 431; *II* 235
№ 115 (Москва, *см.* также ОКБ Яковлева А. С.) 422, 431; *II* 201
№ 116 (Семеновка, ныне Арсеньев) 426, 431, 434; *II* 237
№ 119 (Москва) 431
№ 120 (Балашиха) 427, 431
№ 124 (Казань) 375 — 376, 423, 426, 431; *II* 68, 236, 330
№ 125 им. Сталина (Иркутск) 129, 426, 431 — 432, 434; *II* 236
№ 126 (Комсомольск-на-Амуре) 426, 431 — 432; *II* 225, 236
№ 132 (Москва, бывш. завод № 1 УВВС) 431
№ 135 (Харьков, *см.* также ХАЗОС) 414, 418, 422, 431 — 432, 434; *II* 201, 236
№ 145 (Москва) 431
№ 149 431
№ 150 (Ступино) 427, 431, 434
№ 153 (Новосибирск) 426, 431 — 432; *II* 204, 224 — 225, 235
№ 154 (Воронеж) 431; *II* 218
№ 155 *II* 236
№ 156 (Москва, бывш. ЗОК ЦАГИ — *см.*) 39, 417 — 418, 421, 423 — 424, 431; *II* 201
№ 161 (Москва) 427
№ 162 (Ленинград, бывш. Мебельная фабрика им. Халтурина) 427
№ 166 (Омск) 424; *II* 220, 235, 236
№ 167 (Кунцево) 427
№ 168 (Рязань) 427; *II* 237
№ 201 *II* 227
№ 207 *II* 209, 236
№ 213 (Москва) 428; *II* 216
№ 214 "Метрон" (Москва) 428
№ 218 "Пирометр" (Ленинград) 428
№ 219 (Балашиха) 428
№ 224 "Метприбор" (Ленинград) 428
№ 228 *II* 237
№ 230 (Москва, бывш. "Тизприбор") 428; *II* 212
№ 234 (Ленинград) 431
№ 240 422; *II* 219
№ 265 *II* 227
№ 292 (Саратов, *см.* также "Саркомбайн") 426, 434; *II* 204, 209, 214, 225 — 226, 235, 321
№ 293 *II* 229
№ 301 (Химки) 426, 434; *II* 209, 235, 237
№ 380 (Ленинград) *II* 209
№ 381 (Ленинград) *II* 204, 209, 235 — 236
№ 382 "Точизмеритель" (Москва) 428
№ 387 434; *II* 237
№ 447 *II* 237
№ 448 *II* 216
№ 450 *II* 204
№ 457 (Запорожье) *II* 212
№ 464 *II* 237
№ 465 (Каунас) *II* 200
№ 469 *II* 218
№ 471, № 494 *II* 237
№ 600 (Китай, Урумчи) *II* 198
"Закавиа" (авиакомпания) 354
Запорожский авиатехникум 434
ИАМ (Институт авиационного моторостроения, *см.* также ОАМ, ЦИАМ) 7, 37, 45, 59, 72 — 73, 78
Изотта-Фраскини (фирма) *II* 203
Инспекция ГВФ (Гражданского воздушного флота) 369
Институт инженеров Красного Воздушного Флота (*см.* также ВВА) 7, 32, 50
— самолетного оборудования *II* 219
Иркутский авиатехникум 434
Испано-Сюиза (фирма) 54, 87
Казанский авиатехникум 434
— авиационный институт (КАИ) 8, 10, 392, 434; *II* 230, 297
— государственный университет 8
Капрони (фирма) 299; *II* 203
Каширский электровозный завод (комбинат № 150) 427
КБ (Конструкторское бюро) при Главкоавиа 24
КБ (Конструкторское бюро) *см.* ОКБ
КБ учебных заведений (*см.* также по названиям учебных заведений) 10
КБ-1, -2, -3, -5, -6 в КОСОС (*см.* также соответственно ОКБ Петлякова, Голубкова, Сухого, Архангельского, Мясищева) 12
Кертис (фирма) *II* 204, 244 — 245
Киевский авиационный институт 8
— политехнический институт 8
Коминтерн 402
Комиссия по авиалесу *II* 333
— по организации авиапромышленности 19
— по постройке металлических самолетов (*см.* также ОИАМ и К; ОКБ Туполева) 8, 46; *II* 333 — 334
Комитет обороны при СНК *II* 197, 199, 404, 426
— по дальным перелетам — комитет РД 332
КОМТА (КОМПТА, Комиссия по тяжелой авиации) 32, 297
Конгресс США *II* 239

Консолидейтед (фирма) 372; *II* 281
Конструкторская группа Яковлева А. С. (*см.* также ОКБ Яковлева) 10, 372
КОСОС (Конструкторский отдел СОС) ЦАГИ (*см.* также ОКБ Туполева) 9 — 10, 12, 39, 265 — 267, 279 — 280, 375, 382, 384, 417 — 418
Кружок воздухоплавания 7
Кучинский аэродинамический институт 6, 32
"Лебедь" (акционерное общество) 23
Ленинградский научно-исследовательский аэроинститут ГВФ 10
Летный отдел Главвоздухфлота *см.* Научно-опытный аэродром
— — ЦАГИ *см.* ОЭЛИД
"Летучая лаборатория" при МВТУ 6, 47
ЛИИ (Летно-исследовательский институт) 15, 44, 47, 89; *II* 73, 81 — 82, 84, 94, 99, 109, 112, 146, 156, 187 — 188, 201, 213, 219, 228, 239, 262, 264, 278, 313, 318 — 325, 329 — 330, 364, 418
Локхид (фирма) *II* 204
МАИ (Московский авиационный институт; *см.* также ВАМУ) 8, 10, 30, 43, 59, 70, 109 — 110, 200, 397, 408 — 409, 422, 434; *II* 179, 191, 214, 230, 297
МАП (Минавиапром, Министерство авиационной промышленности) 46; *II* 238
Мартин (фирма) 299
МАТИ (Московский авиационно-технологический институт) *II* 214
МВТУ (Московское высшее техническое училище) 6 — 8, 30, 38, 47, 59, 91 — 92; *II* 191, 295, 333
Мебельная фабрика им. Халтурина *см.* Заводы номерные (№ 162)
Международный комитет авиации и космонавтики (ICAA) 348
Мессершмитт (фирма) 166; *II* 91, 203, 254
Механический институт им. Ломоносова 59
МКБ (Московское конструкторское бюро) Осоавиахима 10
Московские биржи (товарная и фондовая) 28
Московский авиатехникум (1919 г., *см.* также Институт инженеров Красного Воздушного Флота) 7, 30, 32, 50
Московский авиатехникум 10, 395, 434
— — при заводе № 24 434
Московский университет 30
Московское общество воздухоплавания *II* 284
Моссовет *II* 209
Моторно-агрегатный главк НКАП 431
Моторостроительное объединение им. Свердлова, *см.* Заводы номерные (№ 19)
Мюр и Мерилиз (фирма) 25
НАМИ (Научный автомоторный институт) 7, 25, 45, 50, 59, 64, 68, 72, 77, 98, 110, 415; *II* 191
Наркомат (Народный комиссариат) авиационной промышленности *см.* НКАП
— внешней торговли (Наркомвнешторг) *II* 198
— внутренних дел *см.* НКВД
— воздушного флота (проект создания) 18
— оборонной промышленности *см.* НКОП
— по военным и морским делам (Наркомвоенмор) 18, 27 — 28, 39, 414; *II* 238
— путей сообщения *см.* НКПС
— строительства (Наркомстрой) *II* 198, 206
— тяжелой промышленности *см.* НКТП
— финансов (Наркомфин) 21
— электропромышленности 431
Научно-исследовательский комитет при Реввоенсовете *II* 395
Научно-мемориальный музей Н. Е. Жуковского 32
Научно-опытный аэродром (ранее: Летный отдел Главвоздухфлота; Опытный аэродром; *см.* также НИИ ВВС) 24, 297, 300, 415; *II* 312, 313
Научный комитет УВВС (*см.* также НТК УВВС) 415
Нефтесиндикат 26
НИИ-1 (НИИ реактивной авиации) *II* 229, 413, 418
НИИ-3 (*см.* также РНИИ) *II* 411
НИИ АД (авиадвигателей) ГВФ (*см.* также НИИ ГВФ) 65, 68, 100, 104 — 105
НИИ ВВС (Научно-испытательный институт ВВС) 115, 118 — 119, 128 — 129, 134 — 135, 138, 140 — 141, 148 — 149, 154, 156 — 157, 159, 161, 163 — 165, 190, 198, 222, 246, 331, 335, 337, 404 — 405, 415, 424; *II* 6 — 7, 16, 26, 38, 45, 73, 82, 100, 102, 160, 165, 228, 239, 243, 249, 250, 252, 256, 260, 264, 267, 272, 310 — 313, 318 — 321, 324 — 325, 329, 407
НИИ ГВФ (*см.* также СНИИ) 10, 105 — 106, 402, 422; *II* 312
НИИ УИФ (НИИ удобрений, инсектов и фунгицидов) *II* 338
НКАП (Наркомавиапром, Народный комиссариат авиационной промышленности; *см.* также ГУАП) 13, 46, 98, 105, 431; *II* 16, 187, 197 — 221, 223 — 232, 238, 321, 338, 406, 409, 413
НКВД (Народный комиссариат внутренних дел) 14, 423, 427; *II* 6
НКОП (Народный комиссариат оборонной промышленности) 13, 422; *II* 197, 238
НКПС (Народный комиссариат путей сообщения) *II* 199

НКТП (Наркомтяжпром, Народный комиссариат тяжелой промышленности) 7, 9 — 10, 12, 381, 414, 422; *II* 238, 334 — 335
Новосибирский авиатехникум 434
Новочеркасский авиационный институт 8
Норт Америкен (фирма) *II* 239, 242, 255
Нортроп (фирма) *II* 272
НТК (Научно-технический комитет) Главвоздухфлота 355
— УВВС 7, 36, 113 — 114, 116, 120, 203, 260, 315, 355, 415
НТО (Научно-технический отдел) ВСНХ 6, 30, 32, 34, 36, 297 — 298; *II* 311
ОАМ (Отдел авиамоторов) ЦАГИ (*см.* также ИАМ, ЦИАМ) 7, 45, 59
Общетеоретический отдел ЦАГИ *II* 297, 298, 325
ОГПУ (Объединенное государственное политическое управление) 9 — 10, 82, 416
ОДВФ (Общество друзей воздушного флота) 21, 50
ОИАМ и К (Отдел испытаний авиационных материалов и конструкций) ЦАГИ 36, 46, 82, 417; *II* 297, 334, 345
ОКБ (Опытное конструкторское бюро)
Алексеева С. М., Антонова О. К. 16
— Архангельского А. А. (*см.* также КБ-5 в КОСОС) 14, 16, 219, 236, 241, 243, 384; *II* 43, 46
— Бартини Р. Л. (*см.* также ОПО-3 и ЗОК НИИ ГВФ) 13, 16, 422
— Беляева В. Н. 13 — 14, 16; *II* 209
— Бериева Г. М. (ОКБ МС, *см.* также Бригады в ЦКБ легких самолетов) 10, 14, 16, 256, 258, 284, 422; *II* 70
— Бисновата М. Р. 16
— Болховитинова В. Ф. 10, 323; *II* 405 — 406, 427, 429
— Бондарюка М. М. 110
— Боровкова А. А. и Флорова И. Ф. (*см.* также СКО) 16, 422; *II* 9, 209, 427
— Братухина И. П. *см.* ОКБ-3
— Глушко В. П. *II* 411, 418
— Голубкова А. П. (*см.* также КБ-2 в КОСОС) 13 — 14, 16
— Григоровича Д. П. (*см.* также ОМОС, ОПО-3) 10, 153
— Грушина П. Д. (*см.* также МАИ) 16, 200, 422; *II* 30
— Добрынина В. А. 45, 109 — 110; *II* 191 — 192
— Ермолаева В. Г. (*см.* также ОКБ Бартини Р. Л.) 13, 14, 422
— Жданова К. И. 45
ОКБ Ивченко А. Г. *II* 186, 194
— Ильюшина С. В. (*см.* также Бригады в ЦКБ легких самолетов) 10, 14, 16, 168, 339, 345, 418, 422; *II* 43 — 45, 62, 118, 131, 135, 156, 173, 204, 219, 295, 374, 380
— Калинина К. А. 13, 365, 418, 422
— Климова В. Я. 45, 82, 84, 429; *II* 165, 168 — 170, 185, 230
— Козлова С. Г. (*см.* также ВВА) 16
— Кочеригина С. А. (*см.* также Бригады в ЦКБ легких самолетов) 14, 16, 190, 421; *II* 30
— Лавочкина С. А. 13, 16; *II* 9, 82, 101, 118, 125, 204, 219, 230, 294, 383, 418
— Лотарева В. А. *II* 173
— Микояна А. И. 14, 16; *II* 21, 24, 30, 43, 46, 121 — 125, 230, 419, 432, 434
— Микулина А. А. 88 — 89, 91, 98, 215, 429; *II* 132, 165, 171 — 176, 210, 230
— Можаровского Г. М. *II* 209
— МОС (Морского опытного самолетостроения, *см.* также БНК) 416
— Москалева А. С. (*см.* также Воронежский авиатехникум) 14, 338, 422; *II* 19
— МС (Морского самолетостроения) *см.* ОКБ Бериева
— Мясищева В. М. (*см.* также КБ-6 в КОСОС, Бригады в ЦКБ-29) 12, 16; *II* 148, 230
— Назарова А. С. 429
— Незваля И. Ф. 13, 16
— Немана И. Г. (*см.* также ХАИ) 13, 422
— Никитина В. В. 422
— Пашинина М. М. 12, 16; *II* 9
— Петлякова В. М. (*см.* также КБ-1 в КОСОС, Бригады в ЦКБ-29) 14, 16; *II* 21, 53, 55
— Поликарпова Н. Н. (*см.* также ОПО-1, ОСС, Бригады в ЦКБ лекгих самолетов) 10 — 12, 14, 24, 132, 162, 168, 172, 337, 421; *II* 9, 17, 53, 55, 116, 157, 410
— Путилова А. И. 10, 13
— Ришара П. Э. (Группа "Р", ОПО-4) 416
— Самсонова П. Д. 10, 14; *II* 69
— Сухого П. О. (*см.* также КБ-3) 13 — 14, 16; *II* 21 — 22, 28, 42 — 43, 45, 47, 138 — 139, 230, 418, 432
— Таирова В. К. *см.* ОКО
— Туманского С. К. 45, 340
— Туполева А. Н. (*см.* также: Комиссия по постройке металлических самолетов; АГОС; ЦКБ ЦАГИ; КОСОС; Бригады в ЦКБ-29) 11 — 14, 16, 147, 224, 235, 304, 308, 320, 328, 332, 339, 375, 423; *II* 47, 53, 58, 146 — 148, 157 — 158, 237
— Урмина Е. В. 45; *II* 165, 186
— Флорова И. Ф. *см.* ОКБ Боровкова А. А. и Флорова И. Ф.

ОКБ Чаромского А. Д. 45
— Четверикова И. В. (*см.* также Бригады в ЦКБ легких самолетов) 10, 14, 422; *II* 69
— Чижевского В. А. (*см.* также Бригады в ЦКБ легких самолетов) 13, 338
— Шаврова В. Б. 422
— Швецова А. Д. 91, 95, 429 — 430; *II* 82, 138, 165, 174, 177 — 179, 181 — 185, 191, 192
— Шевченко В. В. и Никитина В. В. 16
— Щербакова А. Я. 14
— Яковлева А. С. (*см.* также Конструкторская группа Яковлева) 10, 14, 16, 398, 422; *II* 9, 12, 21, 48 — 49, 104 — 105, 112, 123, 126, 165, 220, 230, 294, 418
— Яценко В. П. (*см.* также СКО) 16, 421; *II* 9
ОКБ-3 398, 409 — 410
ОКБ-29 *см.* Заводы номерные (завод № 29)
ОКБ-82 423
ОКО (Опытный конструкторский отдел) Таирова В. К. 12, 386, 422; *II* 30, 209
ОМОС (Отдел морского опытного самолетостроения, *см.* также ОПО-3) Авиатреста 8, 251, 415
ООК (Отдел особых конструкций) ЦАГИ (*см.* также Секция особых конструкций) 404 — 405, 407, 409
ОПО (Опытный отдел) ЦКБ Авиатреста:
ОПО-1 (сухопутного самолетостроения, *см.* также ОСС) 415 — 416
ОПО-2 (моторостроения) 415 — 416
ОПО-3 (морского самолетостроения) 8, 415 — 416
ОПО-4 (группа Ришара) 416
Опытный аэродром, *см.* Научно-опытный аэродром
Опытный отдел ЦАГИ (*см.* также АГОС) 23, 417
Оргавиапром (трест в НКАП) *II* 210, 224
ОСК (Отдел специальных конструкций) на заводе № 1 *II* 403, 424
Осоавиахим (Общество содействия обороне, авиационному и химическому строительству, *см.* также Авиахим, ДОСААФ) 10, 376, 395, 403 — 404, 422; *II* 312, 395, 424
Особое конструкторское бюро ВВС (*см.* также Экспериментальный институт) 10
ОСС (Отдел сухопутного самолетостроения) Авиатреста (*см.* также ОПО-1; ОКБ Поликарпова) 8, 120 — 121, 415
Остехбюро (ОТБ, Особые технические бюро) при ГПУ и при НКВД 82, 423
— по военным изобретениям при НТО ВСНХ 223, 297 — 298, 300, 304
Отдел военных изобретений РККА *II* 398
— металла ВСНХ 19
— опытного самолетостроения ГУАП 422
— — — при инспекции ГВФ 369
— организации революционно-воздушных сил 17 — 18
— технико-экономических исследований ГУАП 420
Отделы ЦАГИ (*см.* также по сокращенным названиям) 7 — 9, 23, 32, 36 — 37, 40, 45 — 47, 50, 59, 82; *II* 294, 297
ОЭЛИД (Отдел эксплуатации, летных испытаний и доводок; 8-й отдел) ЦАГИ 11, 47, 128; *II* 311, 328
Паккард (фирма) 55, 59; *II* 262
Пан Американ Эйруэйз (авиакомпания) *II* 275
ПГУ (Первое главное управление) НКОП *II* 238
Пермский авиатехникум 434
Петроградский политехнический институт 108
Петроградский Совет 17 — 18
Подольский завод швейных машин; *см.* Завод швейных машин
Политбюро ЦК ВКП(б) 13; *II* 199, 204
Политическое управление РККА *II* 199
Правление петроградских авиазаводов 22
Пратт-Уитни (фирма) 70, 102
Президиум Верховного Совета СССР 423; *II* 200, 208, 221
Промвоенсовет (Совет военной промышленности) 20 — 21; *II* 238
Промвоздух (трест УВВС) 414, 431
Райт (фирма) 67, 102, 430
РБВЗ (Русско-балтийский вагоностроительный завод) *см.* завод РБВЗ
РВС (Реввоенсовет, Революционный военный совет) 45; *II* 348, 366
Реактивный отдел ЦАГИ *II* 229, 409
Резинотрест 26
Рено (фирма) 431
РИБ (Расчетно-испытательное бюро) при МВТУ 6, 30; *II* 273, 275 — 276
Рипаблик (фирма) *II* 263
РНИИ (Реактивный НИИ; *см.* также НИИ-3) 10, 210; *II* 398, 399 — 404, 409, 411, 424
Роберт Бош (фирма) 431
Роллс-Ройс (фирма) 87; *II* 253
Рорбах (фирма) 23
Росмаслосиндикат 26
Рыбинский авиатехникум 434
— авиационный институт 8, 434
Савойя-Маркетти (фирма) *II* 203

Самолетный трест ГУАП 414
Саратовский завод комбайнов ("Саркомбайн"; *см.* также Заводы номерные — № 292) 426
Сектор обороны Госплана 413, 420
— опытного строительства ЦАГИ *см.* СОС
Секция испытания материалов ЦАГИ 7, 46; *II* 332 — 333
— особых конструкций ЭАО ЦАГИ (*см.* также ООК) 399 — 400, 403 — 404
Сикорский (фирма) 299
Сименс (фирма) 67, 111
СКО (Серийные конструкторские отделы авиационных заводов) 10
— Боровкова А. А. и Флорова И. Ф. (*см.* также ОКБ) 10, 14
— Маркова Д. С. и Скарбова А. А. 10
— Яценко В. П. (*см.* также ОКБ) 10
СНИИ (Самолетный НИИ, НИИС) ГВФ (*см.* также НИИ ГВФ) 268, 287, 370, 382, 384
СНК (Совнарком, Совет народных комиссаров) 13, 19, 22 — 23, 27, 30, 33, 282, 284, 332, 354, 363, 375; *II* 197 — 200, 201, 204, 205, 208, 214, 223, 229, 233, 404, 426
Совет военной промышленности *см.* Промвоенсовет
— по авиации Комитета обороны при СНК СССР *II* 197
— — гражданской авиации 354
Сопвич (фирма) *II* 240
СОС (Сектор опытного строительства) ЦАГИ 9, 228
Спецавиатрест (Трест подсобных и специализированных производств) ГУАП 414
Ставка Верховного Главнокомандования *II* 133, 227
"Стальконструкция" 41 — 42
СТО (Совет труда и обороны) 7, 11, 21, 27, 40, 45, 49, 175, 235, 280, 354, 413, 429, 431
Стратосферный комитет *II* 424
Строительная комиссия ЦАГИ 35
Супермарин (фирма) *II* 252, 255
Таганрогский авиатехникум 434
Тагилстрой 41
Технический комитет ГУ ГВФ 30
— отдел ОГПУ (*см.* также Остехбюро) 9
— совет Авиатреста 119 — 121, 415
— — ЦАГИ 40
УВВС (Управление ВВС; *см.* также ГУ ВВФ) 7, 26 — 27, 36 — 37, 39, 118, 153, 203, 259, 277, 280, 304, 315, 363, 414 — 415
УВОФЛОТ (Управление военно-воздушного флота) России 18 — 19
"Укрвоздухпуть" (авиакомпания) 354 — 355, 360 — 361, 363, 418
Управление кадров ЦК ВКП(б) *II* 197
— морской авиации 250
— строительства нового ЦАГИ (*см.* также ЦАГИстрой) 40
УСР (Управление спецработ) 154
"Установка" (трест) 431
Фабрика Мельцнера Ф. 18
ФАИ (FAI, Международная авиационная федерация) 77, 344, 347
Фанеротрест 26
Фарман (фирма) 299
ФИАТ (фирма) 87
Физелер (фирма) 166
Фокке-Вульф (фирма) 166, 211
Фоккер (фирма) 23
ХАЗОС (Харьковский завод опытного самолетостроения; *см.* также Заводы номерные — № 135) 8, 318, 418
ХАИ (Харьковский авиационный институт) 8, 10, 110, 190, 376, 434; *II* 227, 426
Харьковский политехнический институт 110
Хейнкель (фирма) 23, 284; *II* 203
Хэндли-Пейдж (фирма) 299
Хеншель (фирма) 211
Хоукер (фирма) *II* 240
ЦАГИ (Центральный аэрогидродинамический институт) 6 — 12, 15, 23 — 24, 30, 32 — 47, 50, 59, 68, 82, 89, 113, 116 — 118, 120 — 121, 124, 128, 147, 150 — 151, 178 — 179, 182, 203, 223 — 224, 228, 232, 234, 244, 252 — 253, 258, 261, 263, 265 — 267, 269, 275, 277 — 281, 286, 289, 297 — 300, 304, 308, 311, 315, 319, 321, 323, 332 — 333, 335, 338 — 339, 351, 355 — 356, 358 — 359, 367, 369, 373, 375, 382, 384, 398 — 411, 415 — 418, 423 — 424, 431, 434; *II* 26, 34, 45, 56, 73, 80, 84, 99, 101, 109, 125, 132, 146, 187 — 188, 202, 209 — 210, 213, 218 — 219, 228 — 229, 249, 284 — 302, 305 — 309, 311 — 315, 317 — 320, 323, 325 — 334, 345, 355 — 356, 364, 369, 372, 376, 381, 383, 384, 401 — 406, 408, 409, 410, 418, 420, 422, 425, 428 — 430
ЦАГИстрой (*см.* также Управление строительства нового ЦАГИ) 41
Центральный базисный склад 434
— совет Осоавиахима 376; *II* 424
Центрэлектромонтаж 41
ЦИАМ (Центральный институт авиационных моторов; *см.* также ОАМ, ИАМ) 7, 15, 44 — 46, 59, 64, 72, 74, 78 — 82, 84, 87 — 89, 98 — 100, 106 — 109, 330, 417, 423, 434; *II* 73, 82, 84, 166, 170, 187 — 188, 191, 198, 219, 228 — 229, 323, 383, 384, 418, 431
ЦИАТ и М (Центральный институт авиационных топлив и масел) 82
ЦИК (Центральный исполнительный комитет) 417

ЦКБ (Центральное конструкторское бюро) Авиатреста (ЦКБ ВАО, 1926 г.) 415
— легких самолетов (ЦКБ ГУАП на заводе № 39, 1933 г.) 10, 127, 189, 204, 339, 418, 421
— ЦАГИ (1931 г.) 9, 253, 286, 417 — 418
ЦКБ-29 НКВД (1938 г.) 14, 423; *II* 6
ЦКБ-39 ОГПУ (на заводе № 39, 1930 г.) 9, 121, 126, 203, 309, 416 — 417
ЦК ВКП(б) 13, 59, 337; *II* 6, 179, 197 — 200, 201 — 204, 205, 214, 217
ЦК профсоюза рабочих металлопромышленности 27
ЦНИИ Чермет *II* 342
Шорт (фирма) 279 — 280
ЭАО (Экспериментально-аэродинамический отдел) ЦАГИ 6 — 7, 234, 333, 399, 404; *II* 325
Экспериментальный институт по работам РККА (см. также Особое конструкторское бюро ВВС) 10, 244, 422
Юнкерс (фирма) 23, 111; *II* 203
BMW (фирма) 71, 111, 430
NACA 32; *II* 258
RAE 32

ОГЛАВЛЕНИЕ

Глава 1. Новое поколение советских истребителей (1939 — 1941 гг.) 9
Истребители средних высот 9
Высотные истребители 21
Дальние истребители сопровождения 30
Формирование парка истребителей 32

Глава 2. Новые штурмовики, бомбардировщики и морские самолеты 42
Бронированные штурмовики 42
Ближние бомбардировщики 47
Средние фронтовые бомбардировщики 53
Дальние и тяжелые бомбардировщики 61
Морские самолеты 69

Глава 3. Развитие истребителей в период Великой Отечественной войны 74
Начальный период (1941 — 1942 гг.) 74
Эволюция истребителей в завершающие этапы войны (1943 — 1945 гг.) 99
Опытные истребители 116

Глава 4. Совершенствование штурмовиков и бомбардировщиков в период Великой Отечественной войны 130
Штурмовики 130
Бомбардировщики 140

Глава 5. Авиационное моторостроение в Великой Отечественной войне 1941 — 1945 гг. 164
Серийные моторы 165
Научно-исследовательские и опытные работы 187

Глава 6. Авиационная промышленность накануне и в годы Великой Отечественной войны (1939 — 1945 гг.) 197
Предвоенные годы (1939 — 1941 гг.) 197
Начало войны 207
Эвакуация авиационных предприятий 211
Воссоздание производственно-технического потенциала авиаиндустрии 214
Авиапромышленность в период коренного перелома и завершения войны 222

Глава 7. Авиатехника союзников. Самолеты ленд-лиза 239
Истребители 240
Бомбардировщики 271

Глава 8. Развитие авиационной науки 284
Исследования по аэродинамике и динамике самолетов с поршневыми двигателями 284
Исследования по прочности авиационных конструкций 295
Летные испытания и исследования 310
Авиационное материаловедение 332

Глава 9. Эволюция конструкции советских самолетов (1917 — 1945 гг.) 343
Конструкционные материалы 343

Конструктивно-силовые схемы 346
Конструкции, реализующие новые аэродинамические эффекты 360

Глава 10. Основные тенденции развития самолетов с поршневыми двигателями 367
Двадцатые годы. Металлические бомбардировщики-монопланы, деревянные истребители-бипланы 369
Тридцатые годы. Становление скоростной авиации . 370
Великая отечественная война. Новое поколение боевых самолетов 380
Критерии подобия. Роль аэродинамики и энергетики в развитии авиации 384

Глава 11. Зарождение реактивной авиации в СССР 394
Самолеты с ЖРД 394
Самолеты с воздушно-реактивными двигателями . . 424

Указатели 437
Предметный указатель 437
Именной указатель 451
Указатель организаций и учреждений 460

Монография
в двух книгах

Самолетостроение в СССР 1917 — 1945 гг.

Книга II

Редактор-составитель *К. Ю. Косминков*
Научный редактор *Г. С. Бюшгенс*
Главный редактор *Г. С. Бюшгенс*
Издательский редактор *О. В. Мелеги*
Технические редакторы *О. В. Рожкова, Т. Н. Булахтина*
Корректоры *В. И. Громова, Л. В. Кузнецова, Л. А. Локтионова, Л. В. Морозова, Г. И. Шляхтин*

Формат 70/108/16. Бум. офсетная № 1. Печать офсетная.
Набор на компьютере. Бум. л. 14,75. Усл. печ. л. 41,3 Уч.-изд. л. 48,38. Тираж 1200 экз.

Издательский отдел ЦАГИ. Зак. Ф-3594