

629.735

МИНИСТЕРСТВО

ОБОРОНЫ

САМОЛЕТ

МиГ-15 БИС

I

Подписание
к Вх. № 2202
Ген. № 762

49957
2202

629.735

Экз. № 043

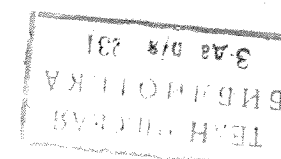
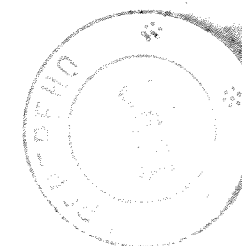
САМОЛЕТ МиГ-15бис

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА I

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

75661
49957



МОСКВА 1953

инженеры [REDACTED]
под руководством главного конструктора
[REDACTED]

Настоящая книга представляет собою первую часть полного „Технического описания“ самолета МиГ-15бис с двигателем ВК-1 и содержит основные летно-технические характеристики самолета.

Приведенные в книге летные характеристики составлены на основании материалов государственных испытаний самолетов МиГ-15бис с ВК-1.

Аэродинамические характеристики составлены на основании результатов испытаний натурного самолета и геометрически подобных моделей в аэродинамических трубах ЦАГИ.

В книге также помещены геометрические и весовые данные самолета и основные характеристики двигателя ВК-1, принятые в аэродинамическом расчете.

Помимо этого в книге приведены расчетные графики, которые могут быть использованы для оценки летных характеристик самолета.

В приложениях 1, 2 и 3 приведены материалы некоторых специальных летных исследований самолета МиГ-15 в ГК НИИ ВВС и ЛИИ.

В обработке и подготовке материалов для составления настоящей книги участвовали инженеры аэродинамической группы ОКБ: Н. Ф. Гревцов, Р. А. Орлов, В. К. Квашнин, Т. В. Шолохова, А. И. Маркин, Е. Н. Ларионова и техник Т. А. Блохина.

Полное техническое описание самолета МиГ-15бис с двигателем ВК-1 выпущено в четырех книгах:

- книга I — „Летные характеристики самолета“;
- книга II — „Вооружение самолета“;
- книга III — „Конструкция самолета“;
- книга IV — „Специальное оборудование самолета“.

К настоящему изданию книги прилагаются исправления по книге I „Техническое описание самолета МиГ-15 с РД-45Ф“, Оборонгиз, 1950.

В книге имеются вклейки:

Вклейка № 1. Фиг. 1—4. Общие виды. Секретно. Стр. 2—3.

Вклейка № 2. Фиг. 5—6. Общие виды. Фиг. 7. Схема самолета. Секретно. Стр. 2—3.

Вклейка № 3. Фиг. 8. Конструкция самолета. Секретно. Стр. 2—3.



Фиг. 1. Самолет МиГ-15бис (вид сбоку).



Фиг. 2. Самолет МиГ-15бис (вид $\frac{3}{4}$ спереди).



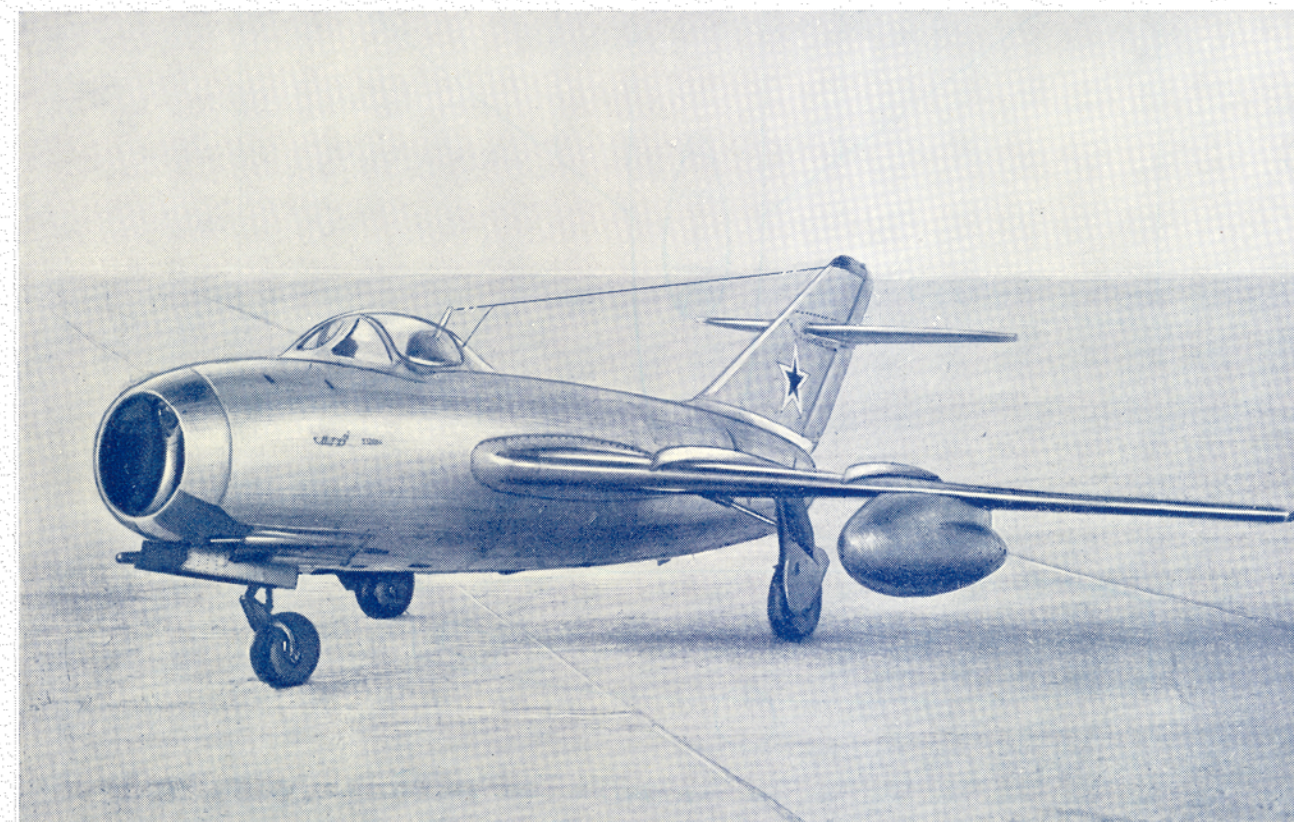
Фиг. 3. Самолет МиГ-15бис (вид спереди).



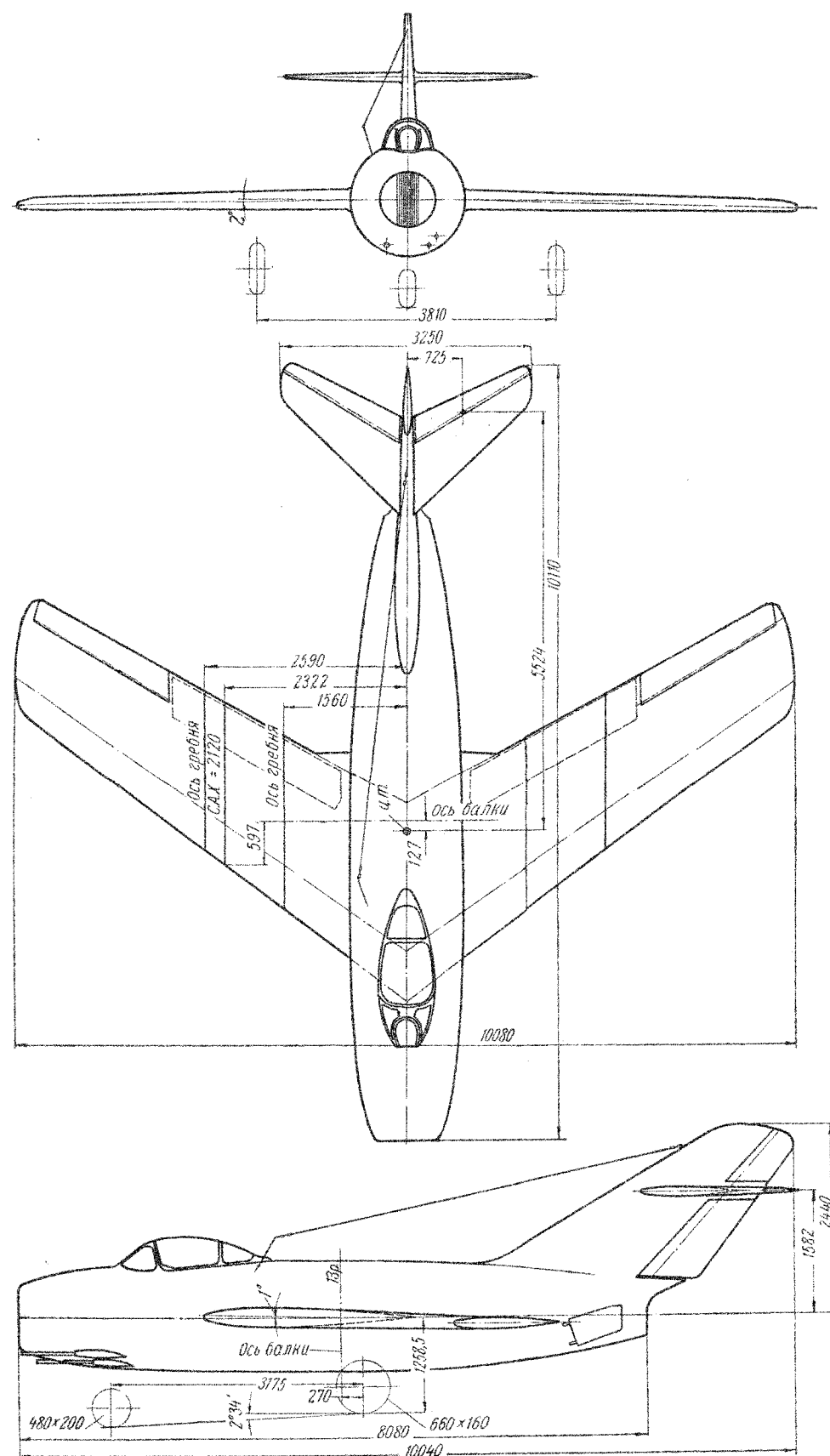
Фиг. 5. Общий вид самолета МиГ-15бис с малыми подвесными баками 2×300 л.



Фиг. 4. Самолет МиГ-15бис (вид $\frac{3}{4}$ сзади).



Фиг. 6. Общий вид самолета МиГ-15бис с большими подвесными баками 2×600 л (вариант сопровождения).



Фиг. 7. Схема самолета.

ГЛАВА 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Реактивный истребитель МиГ-15бис с ВК-1 конструкции лауреатов Сталинской премии А. И. Микояна и М. И. Гуревича является фронтовым истребителем (фиг. 1—8).

Самолет МиГ-15бис—одноместный истребитель, с одним реактивным двигателем ВК-1, стреловидным крылом, тремя пушками (1×37 мм и 2×23 мм), герметической кабиной и нормальным шасси с носовым колесом. Самолет МиГ-15бис с ВК-1 имеет следующие летные данные (табл. 1, фиг. 9—12).

Таблица 1

Максимальная скорость (стандартная)	1076 км/час	
Потолок практический	15500 м	
Время подъема на 5000 м	1,95 мин.	
Время подъема на 10 000 м	4,9 "	
Длина разбега	475 м	
Длина пробега	670 "	
Максимальная дальность полета:	<i>H=12000 м</i>	<i>H=10 000 м</i>
без подвесных баков	1330 км	1200 км
с малыми подвесными баками (2×260 л)	1861 "	1654 "
с малыми подвесными баками (2×300 л)	1976 "	1749 "
с большими подвесными баками (2×600 л)	2520 "	2220 "
Максимальная продолжительность полета:		
без подвесных баков	2 ч. 06 мин.	2 ч. 05 мин.
с малыми подвесными баками (2×260 л)	2 " 57 "	2 " 56 "
с малыми подвесными баками (2×300 л)	3 " 09 "	3 " 04 "
с большими подвесными баками (2×600 л)	3 " 52 "	3 " 46 "

Примечание. Значения дальности и продолжительности даны для одиночного самолета с учетом 5-минутной работы двигателя на земле перед разбегом и сбрасывания подвесных баков после выработки топлива.

Самолет МиГ-15бис по своему назначению—фронтовой истребитель. Самолеты МиГ-15бис

с оборудованием ОСП-48 предназначены для выполнения боевой работы днем, ночью и в сложных метеорологических условиях¹. Самолет МиГ-15бис по своим летно-техническим характеристикам может быть использован как истребитель многоцелевого назначения.

Герметическая кабина и большой потолок при хорошей скороподъемности позволяют эффективно использовать самолет в качестве перехватчика, действующего на больших высотах.

При подвеске под крыло двух бомб калибра 500 кг самолет МиГ-15бис может применяться как легкий пикирующий бомбардировщик, при этом бомбометанию способствует наличие тормозных щитков.

Мощное пушечное вооружение при большой скорости самолета позволяет использовать самолет для штурмовых операций по наземным целям.

Самолет МиГ-15бис с подвесными баками 2×600 л по своему назначению—истребитель сопровождения (имеет специальное обозначение—МиГ-15Сбис).

Самолет МиГ-15бис с ВК-1 в специальном варианте с установкой фотоаппарата АФАБ-40 по своему назначению—фоторазведчик (имеет специальное обозначение—МиГ-15Рбис).

Самолет МиГ-15бис с ВК-1 построен и испытан по „Нормам прочности“ 1947 г.

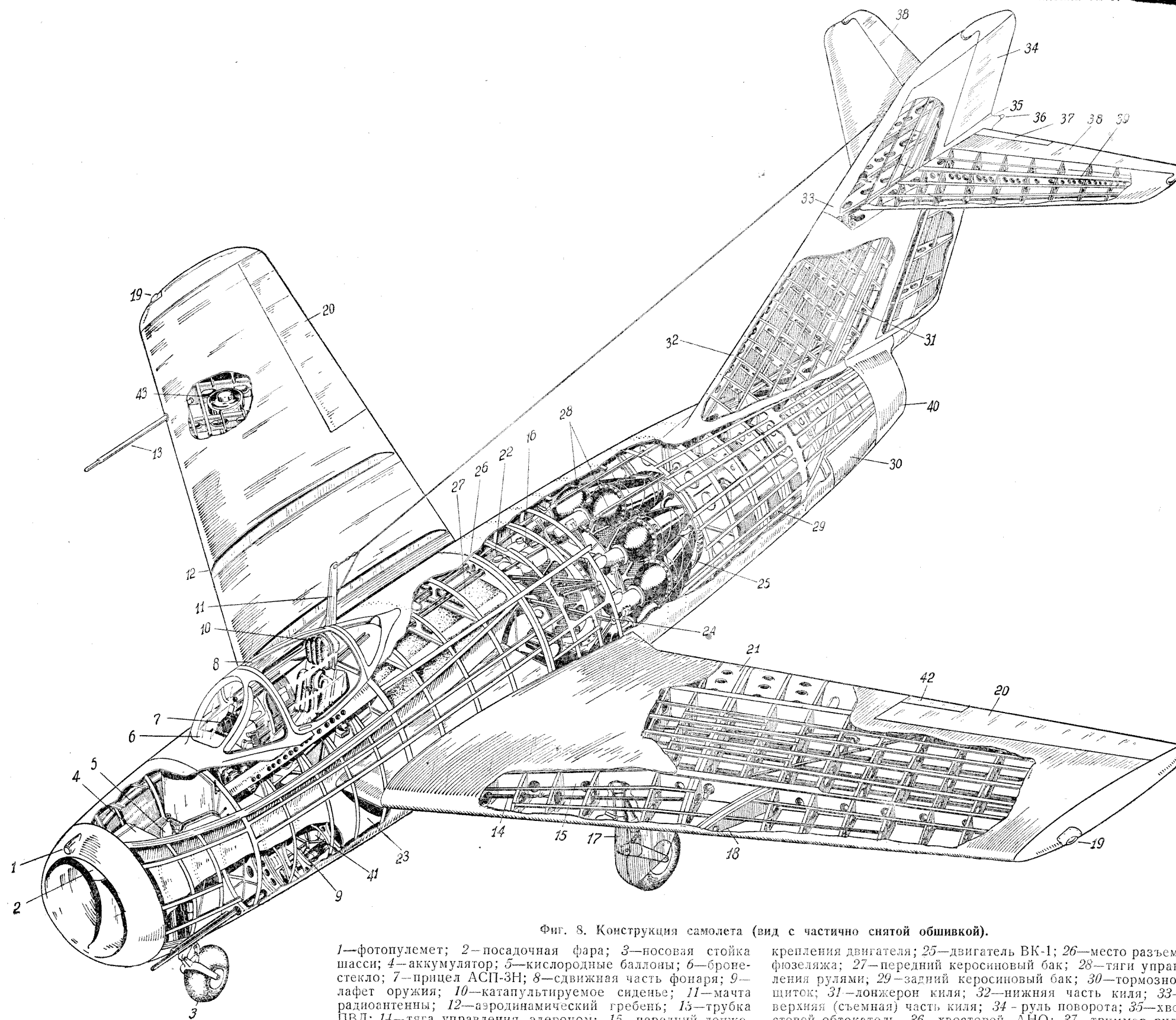
Прочность самолета обеспечена в соответствии с характеристиками табл. 2.

Таблица 2

Максимальная эксплуатационная перегрузка на всех высотах	8
Разрушающая перегрузка	12
Максимальная приборная скорость (по широкой стрелке)	1070 км/час
Максимальное число М	1,0
Максимальный скоростной напор	5500 кг/м ²

Принятые расчетные ограничения по скорости, равной 1070 км/час по прибору и при числе

¹ На некоторых самолетах МиГ-15бис, выпущенных в 1952 г., устанавливается тормозной посадочный парашют площадью 15 м², позволяющий эксплуатировать самолет в условиях аэродромов ограниченных размеров.



Фиг. 8. Конструкция самолета (вид с частично снятой обшивкой).

1—фотопулемет; 2—посадочная фара; 3—носовая стойка шасси; 4—аккумулятор; 5—кислородные баллоны; 6—бронестекло; 7—прицел АСП-3Н; 8—сдвижная часть фонаря; 9—лафет оружия; 10—катапультируемое сиденье; 11—мачта радиоантенны; 12—аэродинамический гребень; 13—трубка ПВД; 14—тяга управления элероном; 15—передний лонжерон крыла; 16—гидробачок; 17—основная стойка шасси; 18—балка подвески бомбы или бака; 19—аэронавигационный огонь; 20—элерон; 21—щиток-закрылок; 22—коробка приводов; 23—внутренняя стенка воздушного канала; 24—рама

крепления двигателя; 25—двигатель ВК-1; 26—место разъема фюзеляжа; 27—передний керосиновый бак; 28—тяги управления рулями; 29—задний керосиновый бак; 30—тормозной щиток; 31—лонжерон киля; 32—нижняя часть киля; 33—верхняя (съемная) часть киля; 34—руль поворота; 35—хвостовой обтекатель; 36—хвостовой АНО; 37—триммер руля высоты; 38—руль высоты; 39—лонжерон стабилизатора; 40—хвостовой обтекатель; 41—фотоаппарат АФА-ИМ; 42—триммер элерона; 43—установка датчика ПДК-45.

The technical drawing consists of two main parts: I and II.

I Изолированное крыло Вид по стрелке Б

This part shows the plan view of an isolated wing. Key features include:

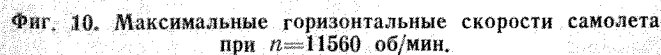
- Стр. гор. крыла**: Horizontal wing chord line.
- Плоскость хорды этого отска**: Plane of the chord of this section.
- Вид по стрелке А**: View along arrow A, showing the leading edge profile with a radius of 16.5.
- Вид по стрелке Б**: View along arrow B, showing the trailing edge profile with a radius of 12.7.
- Ось симметрии**: Axis of symmetry.
- Ось поворота на угол Φ ось главной балки**: Pivot axis at angle Φ relative to the main beam axis.
- Нерв №1, Гребень I, Нерв №7, Гребень II, Нерв №10**: Spine and rib labels.
- Линия фокуса**: Focus line.
- С-100, С-412, СРЗ, С=0,12**: Section identifiers and camber values.
- Dimensions**: Various lengths are specified, such as 867.2, 670, 725, 680, 82.5, 1560, 2590, 4085, 2330, 640, 2424, 740, 2400, 220, 3529, 397.5, 6590, 441, 1560, 2590, 0,51 $\bar{7}$ =5040.
- Angles**: Angles like 35°, 98° are indicated.

II Крыло с фюзеляжем

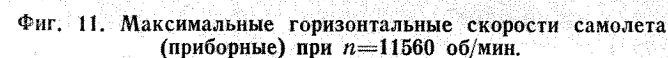
This part shows the wing integrated with the fuselage. Key features include:

- Вид вдоль оси фюзеляжа**: View along the fuselage axis.
- Вид сбоку**: Side view.
- Стр. гориз. самолета**: Horizontal aircraft chord line.
- Стр. horiz. крыла**: Horizontal wing chord line.
- Хорда**: Chord line.
- К**: Leading edge point.
- Ось поворота на угол Φ (разгем главной балки)**: Pivot axis at angle Φ (wing sweep).
- Dimensions**: 680, 270±10, Ø660, Ø28.5.
- Angles**: $\Phi = -2^\circ$, $\Phi = +1^\circ$.

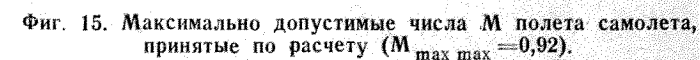
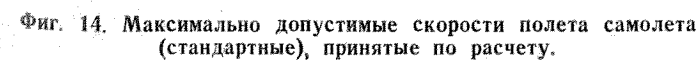
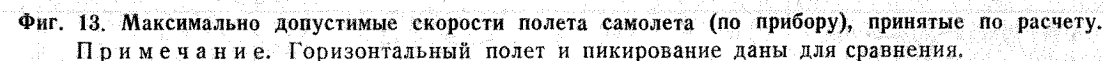
Примечание. Хорды крыла $b_0 = 2560$, $b_1 = 2613$ и $b_k = 1590$ — теоретические. Практически задняя кромка отстоит от теоретической (по потоку): по нервюре № 1 — на -20 мм, у точки ΔA^* — $+22$ мм от нервюры № 10 до элерона — $+46$ мм, по элерону — $+14$ мм, по триммеру элерона — $+23^*$ мм (* означает, что практически хорда больше).

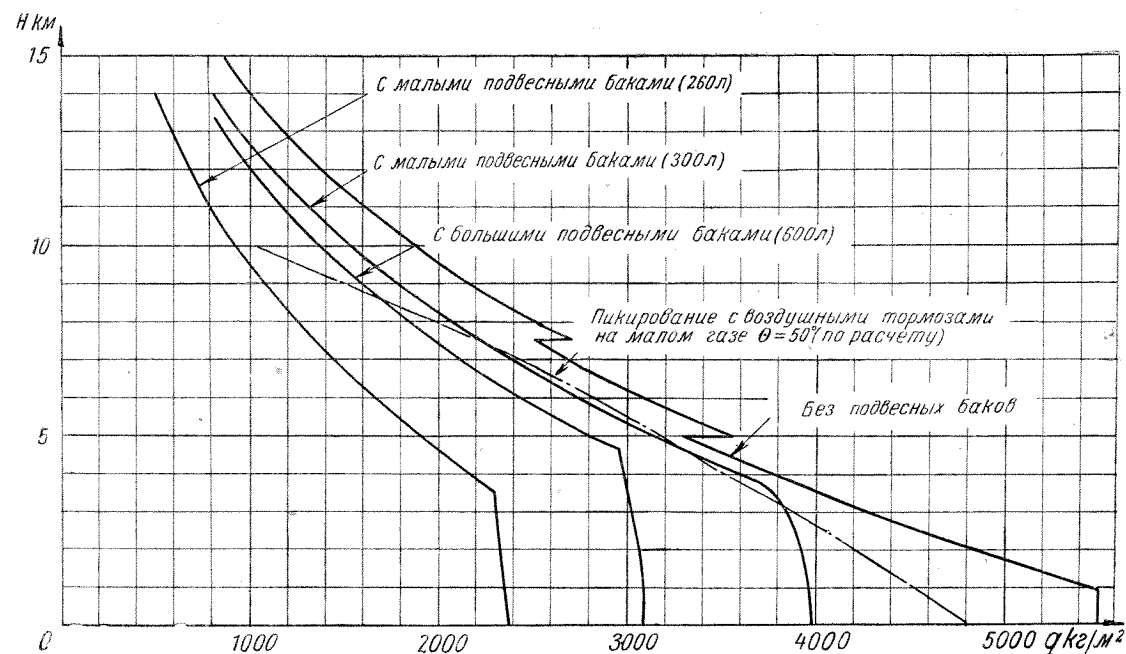


Практическая эксплуатация самолета в воздухе производится по „Инструкции летчику по эксплуатации и технике пилотирования самолета МиГ-15бис“, изд. ВВС ВМ, СССР, 1952, в которой указаны особенности пилотирования самолета на всех скоростях и высотах.



Подробные принятые ограничения расчетных максимальных скоростей, чисел M и скоростных напоров по высоте полета приведены в табл. 7 и на фиг. 13—16.





Фиг. 16. Максимально допустимые скоростные напоры самолета, принятые по расчету ($q_{\max \max} = 5500 \text{ кг/м}^2$).

Таблица 3

Параметры	Малые баки		Большие баки
	2×260 л	2×300 л	2×600 л
1. Полет без перегрузки с заправленными и пустыми баками:			
максимальная скорость по прибору в км/час	700	900	800
максимальное число М	0,7	0,9	0,85
максимальный скоростной напор в кг/м²	2370	3970	3100
2. Маневр с перегрузкой с заправленными и пустыми баками:			
максимальная скорость по прибору в км/час	700	900	800
максимальное число М	0,7	0,9	0,85
3. Максимальная эксплуатационная перегрузка	3	5	5

Самолет МиГ-15бис с ВК-1 имеет весовые данные, указанные в табл. 4 (а также табл. 11).

Таблица 4

Вариант	Без подвесных баков	С малыми подвесными баками		С большими подвесными баками (МиГ-15Сбис)
		260 л	300 л	600 л
Начальный вес (без ОСП-48) в кг	4960	5424	5490	—
Начальный вес (с ОСП-48) в кг	5044	5508	5574	6106
Посадочный вес (без ОСП-48) при 10% запаса топлива в основных баках в кг	3915	3945	3945	3980
Емкость баков без ОСП-48 л	1400	1920	2000	2600
с ОСП-48 л	1412	1932	2012	2612
Вес топлива без ОСП-48 в кг	1162	1594	1660	2158
с ОСП-48 в кг	1173	1605	1671	2169
Практический летный диапазон центровок в %САХ	23—28,5	23—28,5	—	23—28,5
Полный диапазон центровок в %САХ	21,5—32	21,5—32	—	21,5—32

Примечание. Удельный вес топлива $\gamma = 0,83$.

ГЛАВА II

КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА

По своей схеме (см. фиг. 7 и 8) самолет МиГ-15бис—свободнонесущий среднеплан цельнометаллической конструкции со стреловидным крылом и стреловидным оперением. Шасси трехколесное; основные колеса убираются в крыло, носовое колесо—в фюзеляж. Турбореактивный двигатель ВК-1 смонтирован в хвостовой части фюзеляжа, за крылом.

Фюзеляж типа полумонокок имеет технологический и эксплуатационный разъем в плоскости главных стыковых узлов крыла. Легкоразъемное соединение фюзеляжа обеспечивает удобный монтаж и демонтаж двигателя. Воздух для двигателя поступает из атмосферы по всасывающим каналам, идущим от носовой части самолета до двигателя. Заборник—в начале общий, затем расходится на два канала, которые обходят кабину летчика. В передней части фюзеляжа расположена герметическая кабина, в нижней части фюзеляжа под кабиной имеется люк под лафет пушечной установки. Фонарь герметический, со сдвижной назад частью, с плоским передним бронестеклом толщиной 64 мм.

Кабина оборудована всеми необходимыми приборами, обеспечивающими нормальную работу летчика на большой высоте, и снабжена катапультируемым сиденьем, рассчитанным под скоростной ленточный парашют. Выстрел сиденья осуществляется нажатием ручки аварийного сбрасывания, расположенной вниз. Щитки-закрылки имеют два отклоненных положения: взлетное и посадочное.

Крыло дуралюминовое с работающей обшивкой; стреловидность крыла 35° ; элероны—с внутренней аэродинамической компенсацией и гидроусилителем; щитки-закрылки—со скользящей осью вращения. При работе гидравлических цилиндров щитки-закрылки отодвигаются назад и одновременно отклоняются вниз. Щитки-закрылки имеют два отклоненных положения: взлетное и посадочное.

Механизация самолета обслуживается с помощью гидросистемы, состоящей из гидронасоса, бачка с гидросмесью и воздушного аккумулятора с разгрузочным автоматом.

Основные баки с топливом расположены в фю-

зеляже за кабиной и вставляются снизу через люки с силовыми панелями. Кроме того, под крылья могут быть подвешены два подвесных сбрасываемых бака. Вместо баков могут быть подвешены две бомбы весом по 100 кг каждая.

Для монтажа и демонтажа двигателя хвостовую часть фюзеляжа необходимо отстыковать; соединение фюзеляжа легкоразъемное.

В конце фюзеляжа установлены воздушные тормозные щитки, которые открываются против потока гидравлическими цилиндрами.

Вооружение самолета состоит из трех пушек: одной пушки калибра системы с боезапасом патронов и двух пушек калибра с боезапасом патронов на каждую пушку (на самолетах первых выпусков—две пушки на последующих—две пушки). Пушки расположены в носовой части фюзеляжа: слева—две пушки, справа—две пушки. Вся установка вооружения смонтирована на лафете, оборудованном подъемным механизмом. При обслуживании вся установка вместе с патронными коробками опускается на землю, обеспечивая свободный доступ. Прицел—автоматический АСП-3Н.

Бронезащита самолета состоит из бронестекла козырька фонаря, бронеплиты, установленной перед кабиной, и бронезаголовника. На самолетах, выпущенных в 1952 г., дополнительно устанавливается бронеспинка.

На самолете установлено оборудование ОСП-48 для расчета захода на посадку по приборам, состоящее из радиоконуса АРК-5, радиовысотомера малых высот РВ-2 и маркерного посадочного радиоприемника МРП-48.

Самолет выпускается с прямо-передающей радиостанцией РСИ-6, но предусмотрена возможность установки радиостанции РСИУ-3. Предусмотрена также установка

Радиостанция РСИУ-3 могут быть установлены (при наличии данной аппаратуры) силами ПАРМ.

ГЛАВА III

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

1. КРЫЛО (см. фиг. 9)

Площадь	20,6 м ²
Размах	10,08 м
Средняя аэродинамическая хорда	2,12 м
Угол стреловидности	35°
Угол поперечного V	-2°
Угол заклинения	+1°
Удлинение	4,85
Сужение	1,61
Относительная толщина по потоку (средняя)	10,3%
Относительная толщина перпендикулярно линии фокусов (средняя)	12%
Профиль корневой	ЦАГИ С-10с
Профиль концевой	ЦАГИ СР-3
Стояночный угол	3°34'

2. ЭЛЕРОНЫ

Тип	с внутренней осевой компенсацией и гидроусилителем
Площадь элеронов (двух)	1,01 м ²
Размах элерона (одного)	1,605 м
Относительная хорда элерона (перпендикулярно линии фокусов)	18,6%
Площадь компенсации элеронов (двух) ¹	0,39 м ²
Относительная хорда компенсации (перпендикулярно оси вращения)	84,7%
Площадь триммера элерона	0,020 м ²
Максимальный угол отклонения элеронов ² :	
вниз	+15°
вверх	-15°
Максимальный угол отклонения триммера:	
вверх	-15°
вниз	+15°

3. ЩИТКИ-ЗАКРЫЛКИ

Тип	ЦАГИ со скользящей осью вращения
Площадь щитков-закрылков (двух)	2,36 м ²
Размах щитка-закрылка (одного)	2,19 м
Относительная хорда щитка-закрылка (перпендикулярно линии фокусов)	27,3%
Угол отклонения при взлете ²	20°
Угол отклонения при посадке ²	55°

¹ Компенсация расположена на части размаха элерона.
² Углы отклонения элеронов, щитков-закрылков, рулей, триммеров и тормозных щитков даны перпендикулярно их оси вращения.

4. ФЮЗЕЛЯЖ

Диаметр	1,450 м
Диаметр входного отверстия двигателя	0,747 м
Диаметр выходного отверстия двигателя (с обдувом)	0,575 м
Длина	0,080 м
Удлинение $\frac{l_{\phi}}{D_{\phi}}$	5,57
Удлинение носовой части $\frac{l_{нос}}{D_{\phi}}$	2,06
Удлинение средней части $\frac{l_{ср}}{D_{\phi}}$	0,79
Удлинение хвостовой части $\frac{l_{хв}}{D_{\phi}}$	2,72
Мидель (без фонаря)	1,65 м ²
Мидель фонаря	0,19 м ²
Площадь входного отверстия двигателя (минимальная)	0,32 м ²

5. ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Площадь горизонтального оперения	3,0 м ²
Угол стреловидности горизонтального оперения	40°
Удлинение	3,52
Сужение	2,49
Относительная толщина горизонтального оперения по потоку (средняя)	8,7%
Плечо горизонтального оперения (расстояние от 0,5 $b_{А.г.о}$ до ц. т. $\bar{x}_T = 0,20 b_A$)	5,302 м
Превышение хорды горизонтального оперения над бортовой хордой крыла $\frac{y_{г.о}}{b_{борт}}$	~0,691
Профиль горизонтального оперения	NACA-00
Площадь руля высоты (двух)	0,853 м ²
Относительная хорда руля высоты без компенсации (перпендикулярно оси вращения рулей высоты)	29,1%
Площадь компенсации рулей высоты (двух)	0,189 м ²
Площадь триммера руля высоты	0,046 м ²
Компенсация руля высоты	осевая
Угол установки стабилизатора (к оси фюзеляжа)	-0°30'
Максимальный угол отклонения руля высоты:	
вверх	-32°
вниз	+16°
Максимальный угол отклонения триммера:	
вверх	-10°
вниз	+10°
Весовой момент M руля высоты с балансирами относительно оси вращения (для двух половин) (перебалансирован)	0,711 кгм

6. ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Площадь вертикального оперения	4,0 м ²
Угол стреловидности вертикального оперения	56°
Удлинение (эффективное)	1,21
Сужение	2,67
Относительная толщина вертикального оперения по потоку (средняя)	9%
Плечо вертикального оперения (расстояние от 0,5 $b_{А.в.о}$ до ц. т. $\bar{x}_T = 0,20 b_A$)	4,409 м
Профиль вертикального оперения	NACA-00
Площадь руля поворота	1,0 м ²
Относительная хорда руля поворота без компенсации (перпендикулярно оси вращения руля поворота)	31,1%
Площадь осевой компенсации руля поворота	0,19 м ²
Максимальный угол отклонения руля поворота	±20°

7. ТОРМОЗНЫЕ ЩИТКИ

Площадь тормозных щитков (двух) ¹	0,5 м ²
Максимальный угол отклонения тормозных щитков	55°

8. ОБЩИЕ ДАННЫЕ

Длина самолета	10,10 м
Высота самолета при стоянке (необжатая амортизация)	3,7 м
Ширина колеи шасси	3,81 м
Продольная база шасси	3,175 м
Основные колеса шасси	660×160 мм
Носовое колесо шасси	480×200 мм

¹ На самолетах выпуска 1952 г. устанавливаются увеличенные тормозные щитки с общей площадью $2 S_{т.щ} = 0,8 м^2$.

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА¹

Для удобства пользования летные характеристики самолета в основном даны в виде таблиц и графиков. На фиг. 10—58 и в табл. 1—18 приведены важнейшие летные характеристики самолета².

¹ Подробные указания о летных данных, необходимых для пилотирования самолета, см. также в «Инструкции летчику по эксплуатации и технике пилотирования самолета МиГ-15бис», изд. ВВС ВМ, СССР, 1952.

² Характеристики приведены к условиям полета в стандартной атмосфере.

1. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЕ И ВЕРТИКАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ, ВРЕМЯ НАБОРА ВЫСОТЫ, ПОТОЛОК САМОЛЕТА

На фиг. 10, 11, 12 и в табл. 5 приведены максимальная горизонтальная скорость самолета и соответствующие ей числа М полета.

Абсолютная максимальная горизонтальная скорость самолета достигается у земли и равна $V_{ст}=1076$ км/час ($V_{пр}=1060$) при $n=11560$ об/мин.

Таблица 5

Горизонтальные и вертикальные скорости и время набора высоты

H в м	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000	11000	12000	13000	14000	15000
---------	---	------	------	------	------	------	------	------	------	------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

$n = 11560$ об/мин

$V_{ст. \max}$ в км/час	1076	1072	1066	1059	1052	1044	1034	1023	1012	1000	987	974	—	—	—	—
$V_{\max \text{ пр}}$ " "	1060	1015	968	923	877	831	786	741	696	651	605	560	—	—	—	—
$M_{V_{\max}}$	0,877	0,886	0,890	0,895	0,900	0,904	0,907	0,911	0,914	0,916	0,918	0,919	—	—	—	—
$V_{под. ст}$ в км/час	—	710	710	710	710	710	710	710	710	710	710	710	710	720	720	720
$V_{под. пр}$ " "	—	680	650	620	590	560	530	500	475	450	425	400	375	350	325	300
V_y в м/сек	50,0	46,5	44,1	41,5	38,2	35,2	32,4	29,5	26,6	23,7	20,8	17,8	13,9	10,1	6,2	2,4
t в мин.	0	0,38	0,70	1,10	1,50	1,95	2,50	2,98	3,55	4,00	4,90	5,80	6,93	—	—	—

$n = 11200$ об/мин

$V_{под. ст}$ в км/час	—	680	680	680	680	670	670	670	670	670	670	670	670	670	670	—
$V_{под. пр}$ " "	—	650	620	590	560	530	500	475	450	425	400	375	350	325	300	—

Практический потолок:

при $n = 11560$ об/мин $H_{пр} = 15500$ м,

при $n = 11200$ об/мин $H_{пр} = 14900$ м.

* $V_{пр}$ — по широкой стрелке указателя скорости.

Скорость подъема, вертикальная скорость и время набора высоты
Самолет с большими подвесными баками 2×600 л ($G_{нач} = 6019$ кг)

H в м	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000	11000	12000	13000
---------	---	------	------	------	------	------	------	------	------	------	-------	-------	-------	-------

$n = 11560$ об/мин														
$V_{под. ст}$ в км/час	—	712	713	710	709	705	702	700	702	682	670	670	670	—
$V_{под. пр}$ " "	—	680	650	620	590	560	530	500	475	435	400	375	350	—
V_y в м/сек	36,2	34,2	32,2	30,2	28,2	25,7	23,0	20,3	17,7	15,1	12,4	9,7	5,8	2,0
t в мин.	0	0,5	0,9	1,5	2,1	2,7	3,4	4,1	5,0	6,1	7,2	8,8	11,0	15,5

$n = 11200$ об/мин														
$V_{под. ст}$ в км/час	—	680	680	677	675	670	663	665	666	667	670	670	670	—
$V_{под. пр}$ " "	—	650	620	590	560	530	500	475	450	425	400	375	350	—
V_y в м/сек	32,0	30,3	28,7	27,0	24,6	22,2	19,7	17,3	14,8	12,4	10,0	7,5	3,5	—
t в мин.	0	0,5	0,95	1,7	2,4	3,1	3,8	4,7	5,9	7,0	8,5	10,4	13,3	—

Практический потолок:

при $n = 11560$ об/мин $H_{пр} = 13400$ м,

при $n = 11200$ об/мин $H_{пр} = 12800$ м.

Примечание. Значения $V_{под}$ действительны и для полета с баками 2×260 л и 2×300 л.

Таблица 7

Максимально допустимые скорости, числа М и скоростные напоры (принятые для расчета на прочность)

а) без подвесных баков																	
H в м	0	900	2000	3000	4000	5000	5000	6000	7500	7500	9000	10000	11000	12000	13000	14000	15000
$V_{ст}$ в км/час	1070	1115	1100	1090	1076	1062	1109	1091	1071	1116	1093	1078	1062	1062	1062	1062	1062
$V_{пр}$ "	1070	1070	1010	960	906	854	903	852	773	806	730	680	632	593	550	510	470
M —	0,87	0,92	0,92	0,92	0,92	0,92	0,96	0,96	0,96	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
q в кг/м ²	5500	5500	4810	4250	3750	3270	3550	3090	2513	2727	2184	1883	1613	1378	1177	1005	859

$b)$ с малыми подвесными баками (260 л)

H в м	0	1000	2000	3000	3500	5000	6000	7000	8000	9000	10000	11000	12000	13000	14000
$V_{ст}$ в км/час	700	733	765	803	821	809	800	787	776	766	765	745	745	745	745
$V_{пр}$ " "	700	700	700	700	700	641	602	563	525	490	454	420	391	359	337
M —	0,57	0,605	0,638	0,678	0,70	0,70	0,70	0,70	0,70	0,70	0,70	0,70	0,70	0,70	0,70
q в кг/м ²	2370	2355	2320	2310	2290	1890	1650	1438	1250	1073	923	792	677	580	493

$b)$ с малыми подвесными баками (300 л)

H в м	0	1000	2000	3700	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000	11000	12000	13000	14000
$V_{ст}$ в км/час	908	952	995	1058	1053	1040	1025	1012	1000	985	970	958	958	958	958
$V_{пр}$ " "	900	900	900	900	885	838	789	742	698	658	607	561	524	490	458
M —	0,740	0,785	0,830	0,9	0,9	0,90	0,90	0,90	0,90	0,90	0,90	0,90	0,90	0,90	0,90
q в кг/м ²	3970	3940	3920	3710	3560	3130	2740	2380	2070	1780	1530	1315	1123	957	818

$g)$ с большими подвесными баками (600 л)

H в м	0	1000	2000	3000	4600	5000	6000	7000	8000	9000	10000	11000	12000	13000	14000
$V_{ст}$ в км/час	800	840	880	920	990	980	970	955	945	930	918	905	905	905	905
$V_{пр}$ " "	800	800	800	800	800	778	734	688	645	598	558	514	480	445	432
M —	0,653	0,693	0,735	0,776	0,85	0,85	0,85	0,85	0,85	0,85	0,85	0,85	0,85	0,85	0,85
q в кг/м ²	3080	3090	3060	3020	2960	2780	2440	2110	1845	1580	1365	1170	1000	853	802

Примечания. 1. Максимально допустимые приборные скорости, числа М и скоростные напоры не зависят от температуры наружного воздуха.

2. Зависимость между $V_{пр}$ и $V_{ст}$ для баков 2×300 л взята с учетом специальной поправки ПВД (см. разд. «Дальность»).

На практическом потолке $V_{ст}=720 \text{ км/час}$ ($V_{пр}=300 \text{ км/час}$) при $n=11560 \text{ об/мин}$.

Абсолютная максимальная горизонтальная скорость полета с подвесными баками ограничена (см. табл. 3, фиг. 13 и 14) и равна:

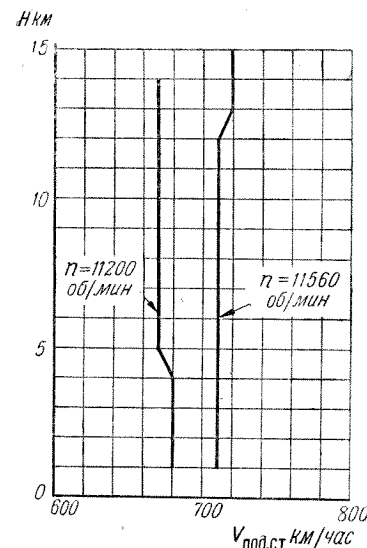
при малых баках ($2 \times 260 \text{ л}$) на $H=3500 \text{ м}$
 $V_{ст}=820 \text{ км/час}$ ($V_{пр}=700 \text{ км/час}$);
 при больших баках ($2 \times 600 \text{ л}$) на $H=4600 \text{ м}$
 $V_{ст}=990 \text{ км/час}$ ($V_{пр}=800 \text{ км/час}$).

Максимальная горизонтальная скорость полета с подвесными баками $2 \times 300 \text{ л}$ на высоте $H=5000 \text{ м}$ равна $V_{ст}=1015 \text{ км/час}$.

Максимальная горизонтальная скорость полета при выпущенных воздушных тормозах (тормозных щитках) по расчету равна:

на высоте $H=0$ $V_{ст}=750 \text{ км/час}$ ($V_{пр}=750 \text{ км/час}$),
 на высоте $H=10000 \text{ м}$ $V_{ст} \approx 790 \text{ км/час}$ ($V_{пр}=482 \text{ км/час}$).

Абсолютное максимальное число M (см. фиг. 12) в горизонтальном полете будет на высоте 11000 м и равно $0,919$. У земли число $M_{\max}=0,877$. На практическом потолке $M \approx 0,7$.



Фиг. 17. Наивыгоднейшие скорости (стандартные) подъема самолета без подвесных баков.

Максимальное число M полета с подвесными баками ограничено значениями:

при малых баках ($2 \times 260 \text{ л}$) $M=0,7$
 при малых баках ($2 \times 300 \text{ л}$) $M=0,9$
 при больших баках ($2 \times 600 \text{ л}$) $M=0,85$

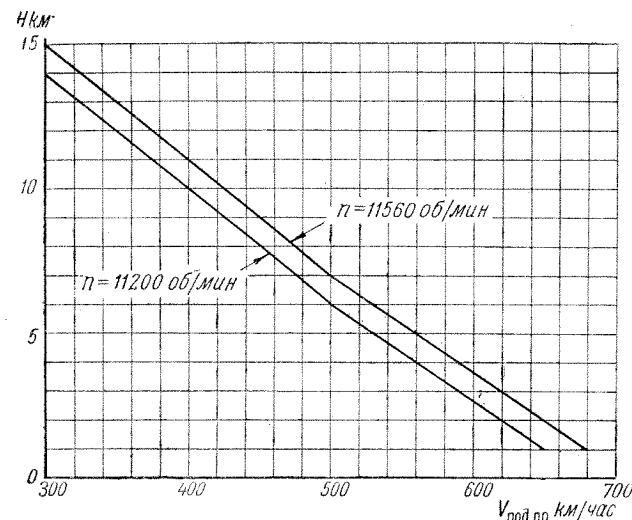
Расчетные максимально допустимые скорости полета самолета без подвесных баков и с подвесными баками, числа M и скоростные напоры q по высотам приведены в табл. 7 и на фиг. 13—16; там же для сравнения приведены значения V , M и q , соответствующие полету по горизонту на V_{\max} при $n=11560 \text{ об/мин}$ и пикированию (при $\theta=50^\circ$, малом газе и выпущенных воздушных тормозах, начиная с $H=10000 \text{ м}$ $V_{\text{нач}}=0,8 V_{\max}$, по расчету).

Примечание (к фиг. 13—16). Самолет МиГ-15бис позволяет производить пикирование с углами до 90° к горизонту (см. «Инструкцию летчику по пилотированию»).

Значения V , M и q для полета с подвесными баками в табл. 7 и на фиг. 13—16 даны для по-

лета без перегрузки. Данные для подвесных баков при полете с перегрузкой приведены в табл. 3 (при этом течение кривых V , M , q по высоте будет аналогичным указанному на фиг. 13—16).

Наивыгоднейшая истинная скорость самолета по траектории при наборе высоты без подвесных баков практически не зависит от высоты полета и равна $V_{ст}=710 \text{ км/час}$ при $n=11560 \text{ об/мин}$, а соответствующая ей приборная скорость заметно уменьшается при увеличении высоты (фиг. 17, 18, табл. 5).

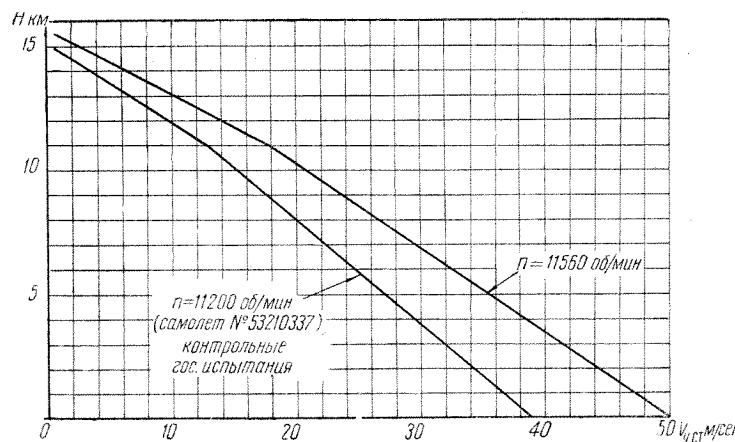


Фиг. 18. Наивыгоднейшие скорости (приборные) подъема самолета.

Скорости самолета при наборе высоты с подвесными баками приведены в табл. 6.

Примечание. После взлета наивыгоднейшая скорость набора высоты устанавливается летчиком на высоте 1000 м .

Максимальная вертикальная скорость подъема (фиг. 19, табл. 5 и 6) заметно уменьшается при



Фиг. 19. Максимальные вертикальные скорости самолета.

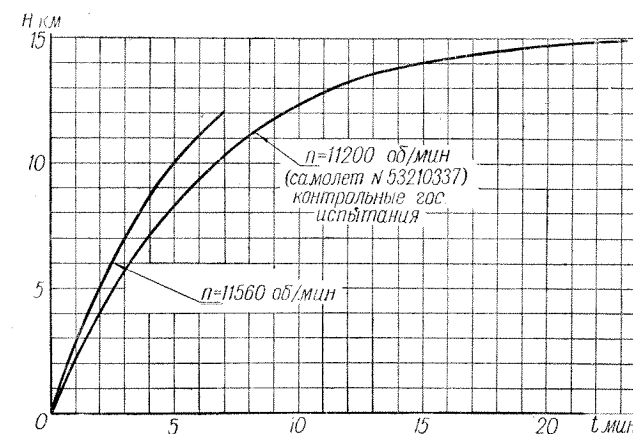
увеличении высоты, наибольшее ее значение достигается у земли и равно 50 м/сек при $n=11560 \text{ об/мин}$. Максимальная вертикальная скорость подъема с большими подвесными баками у земли равна $36,2 \text{ м/сек}$.

Время набора высоты самолетом показано в табл. 5, 6 и на фиг. 20.

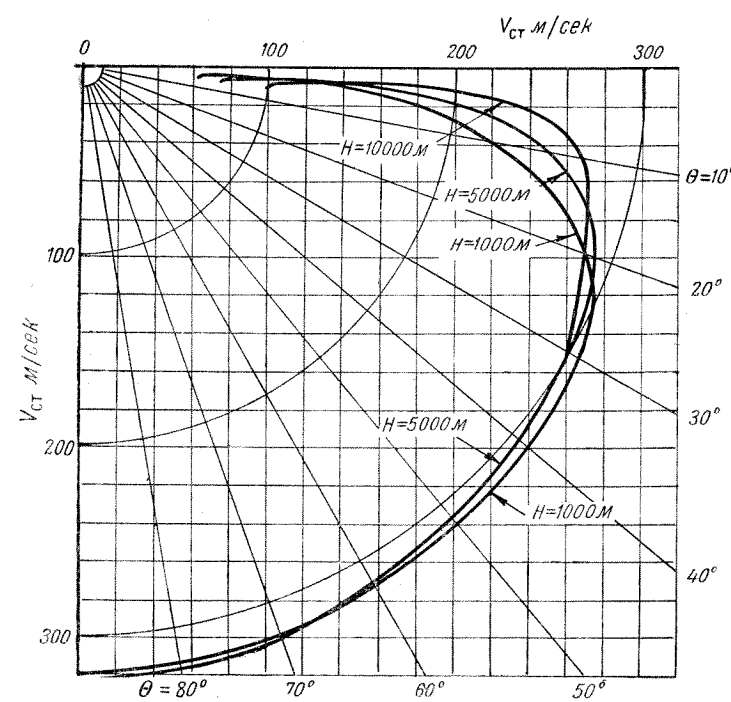
Практический потолок самолета (при $V_y=0,5 \text{ м/сек}$) приведен в табл. 8.

Таблица 8

Практический потолок $H_{пр}$ в м		
об/мин	без подвесных баков	с большими подвесными баками
11560	15500	13400
11200	14900	12800



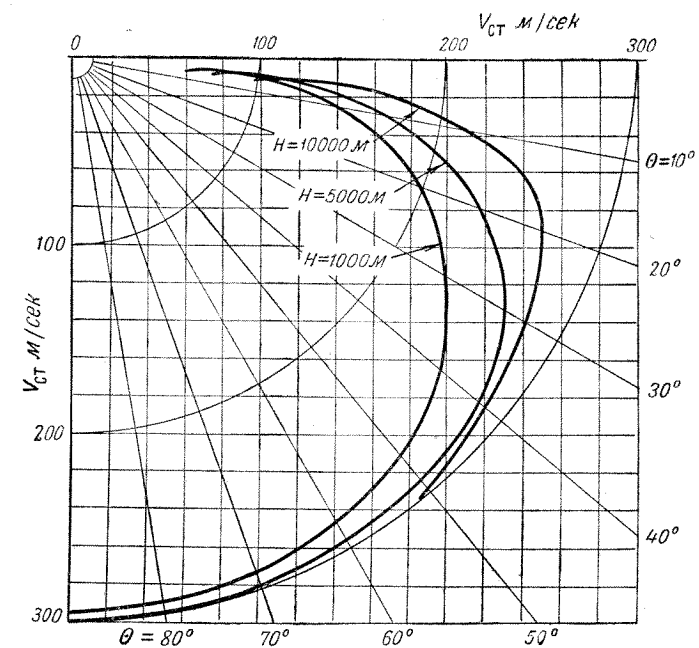
Фиг. 20. Время набора высоты самолетом.



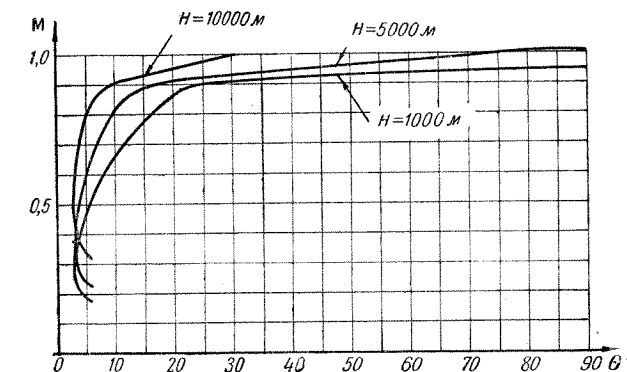
Фиг. 21. Указательница глиссад планирования самолета без тормозных щитков (по расчету). Малый газ ($P_{\text{мал. газ}} = 75 \text{ кг}$; $G_1 = 4845 \text{ кг}$; $G_5 = 4780 \text{ кг}$; $G_{10} = 4690 \text{ кг}$).

Скорости и числа M установившегося планирования самолета при малом газе двигателя, открытых и убранных воздушных тормозах, полученные по расчету, приведены на графиках глиссад планирования (фиг. 21—24)¹.

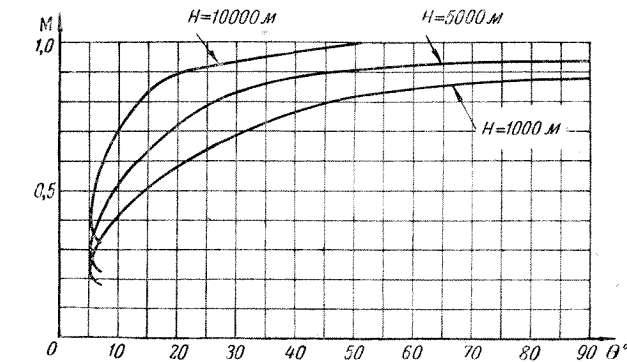
¹ См. также табл. 30 приложения 5.



Фиг. 22. Указательница глиссад планирования самолета с тормозными щитками (по расчету). Малый газ ($P_{\text{мал. газ}} = 75 \text{ кг}$; $G_1 = 4845 \text{ кг}$; $G_5 = 4780 \text{ кг}$; $G_{10} = 4690 \text{ кг}$).



Фиг. 23. Числа M при установившемся планировании (пикировании) самолета без тормозных щитков (по расчету). Малый газ ($P_{\text{мал. газ}} = 75 \text{ кг}$; $G_1 = 4845 \text{ кг}$; $G_5 = 4780 \text{ кг}$; $G_{10} = 4690 \text{ кг}$).

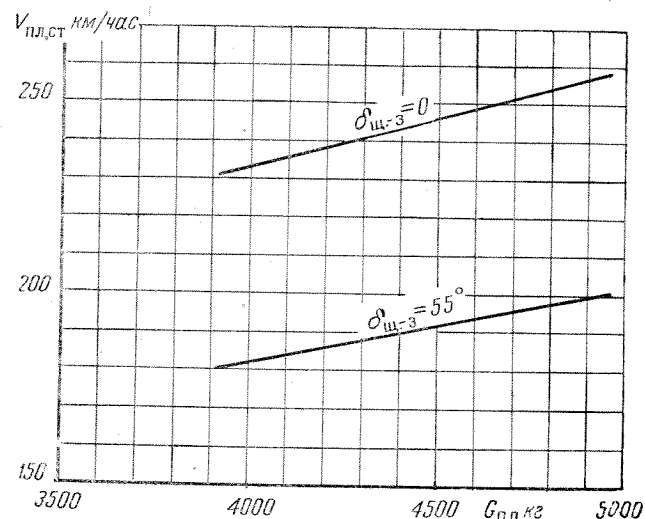


Фиг. 24. Числа M при установившемся планировании (пикировании) самолета с тормозными щитками (по расчету). Малый газ ($P_{\text{мал. газ}} = 75 \text{ кг}$; $G_1 = 4845 \text{ кг}$; $G_5 = 4780 \text{ кг}$; $G_{10} = 4690 \text{ кг}$).

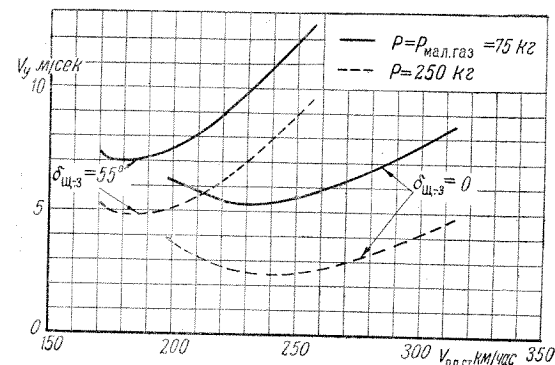
Основные скорости¹ самолета при взлете и посадке следующие:

¹ Летные данные самолета с тормозными щитками в настоящей книге даны при площади щитков $0,5 \text{ м}^2$. Самолеты выпуска 1952 г. имеют площадь щитков $0,8 \text{ м}^2$.

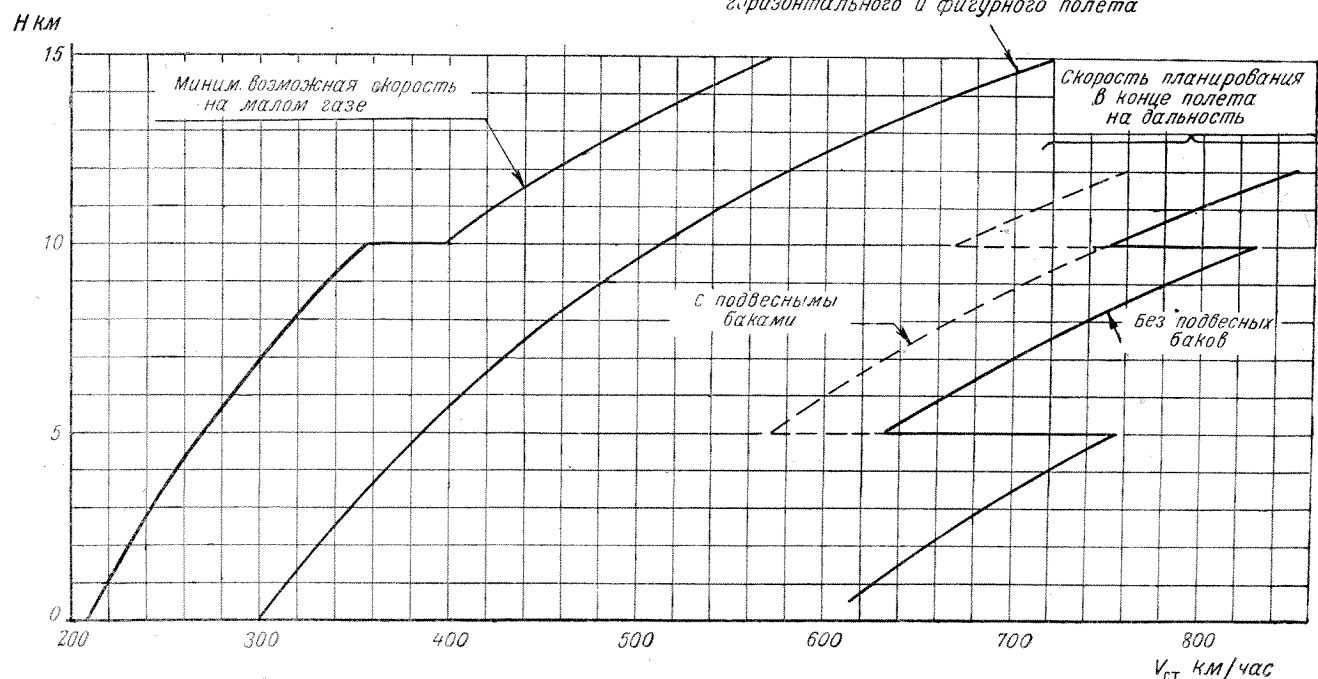
скорость отрыва самолета без подвесных баков при взлете с щитками-закрылками, отклоненными на угол 20° , равна $220-230$ км/час, при убранных щитках-закрылках — около 245 км/час;



Фиг. 25. Скорости планирования самолета при холостом ходе двигателя при $V_{y \min}$ (по расчету); $P_{\text{мал. газ}} = 75$ кг; $H=0$ (воздушные тормоза убраны).



Фиг. 26. Скорость снижения при планировании; $G=3915$ кг, $H=0$ м (по расчету) (воздушные тормоза убраны).



Фиг. 27. Некоторые характерные скорости полета самолета (стандартные).

скорость отрыва самолета с большими подвесными баками при $\delta_{\text{ш.-з}} = 20^\circ$ равна 255 км/час, при $\delta_{\text{ш.-з}} = 0^\circ$ около 275 км/час;

скорость планирования на посадку (перед выравниванием) при угле отклонения щитков-закрылков 55° и малом газе установлена $240-250$ км/час.

Влияние полетного веса на скорость планирования при $V_{y \min}$ при убранных воздушных тормозах (по расчету) дано на фиг. 25.

Расчетная вертикальная скорость снижения самолета при планировании при убранных воздушных тормозах приведена на фиг. 26.

При планировании (малый газ, при посадочном весе, по расчету) на скорости $240-250$ км/час по прибору у земли вертикальная скорость снижения равна (см. фиг. 26):

$$\begin{aligned} \text{при } \delta_{\text{ш.-з}} = 55^\circ & V_y = 11 \text{ м/сек,} \\ \text{при } \delta_{\text{ш.-з}} = 0^\circ & V_y = 5,5 \text{ м/сек.} \end{aligned}$$

Минимальная по расчету вертикальная скорость снижения на малом газе у земли равна (фиг. 26):

$$\begin{aligned} \text{при } \delta_{\text{ш.-з}} = 55^\circ & V_{y \min} = 7 \text{ м/сек,} \\ \text{при } \delta_{\text{ш.-з}} = 0^\circ & V_{y \min} = 5,3 \text{ м/сек.} \end{aligned}$$

С увеличением числа оборотов (и, следовательно, тяги) вертикальная скорость снижения резко уменьшается (см. фиг. 26).

Посадочная скорость самолета при угле отклонения щитков-закрылков 55° , малом газе и посадочном весе равна 170 км/час.

Минимальные скорости полета самолета (по прибору), на которых самолет теряет устойчивость и сваливается на крыло, в зависимости от режима полета следующие:

Малый газ, щитки-закрылки и шасси выпущены 190 км/час
Малый газ, щитки-закрылки и шасси убраны:
высота меньше $10\,000$ м $200-220$ км/час
высота больше $10\,000$ м $230-240$ км/час
Малый газ, воздушные тормоза выпущены $200-210$ км/час
Боевой режим $n=11560$ об/мин, набор высоты, щитки-закрылки и шасси убраны 200 км/час

Миним. рекомендуемая для эксплуатации скорость горизонтального и фигурного полета

Минимальная эволютивная скорость, на которой самолет еще достаточно устойчив и рули эффективны, на высотах больше 12000 м равна 300 км/час по прибору.

Минимальная скорость в горизонтальном полете и на фигурах, кроме взлета и посадки, установлена для эксплуатации самолета в 300 км/час по прибору.

Некоторые характерные скорости полета самолета показаны на фиг. 27.

2. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

При полете на дальность самолет может эксплуатироваться в четырех вариантах — без подвесных баков, с малыми подвесными баками (2×260 л или 2×300 л) и с большими подвесными баками 2×600 л (самолет МиГ-15Сбис — вариант сопровождения и самолет МиГ-15Рбис — вариант фоторазведчика).

Максимальные дальность и продолжительность полета даны в табл. 9 и на фиг. 28, 29.

Таблица 9

Подвесные баки H в м	12000	10000	5000	1000
Дальность L_{max} в км				
Без подвесных баков	1330	1200	835	565
С малыми баками (2×260 л)	1861	1654	1141	773
С малыми баками (2×300 л)	1976	1749	1201	810
С большими баками (2×600 л)	2520	2220	1515	1040

Продолжительность T_{max} в час.—мин.

Без подвесных баков	2—06	2—05	1—45	1—28
С малыми баками (2×260 л)	2—57	2—56	2—23	2—01
С малыми баками (2×300 л)	3—09	3—04	2—31	2—06
С большими баками (2×600 л)	3—52	3—46	3—08	2—40

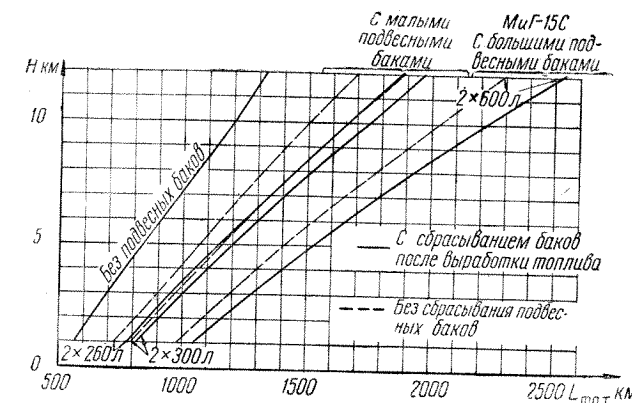
В значения суммарной дальности L_{max} включены данные участков взлета, подъема и планирования на малом газе, а в значение T_{max} — те же данные и время захода на посадку.

Значения дальности и продолжительности в табл. 9 и на фиг. 28, 29 даны для одиночного самолета с учетом 5-минутной работы двигателя на земле перед разбегом и сбрасывания подвесных баков после выработки топлива.

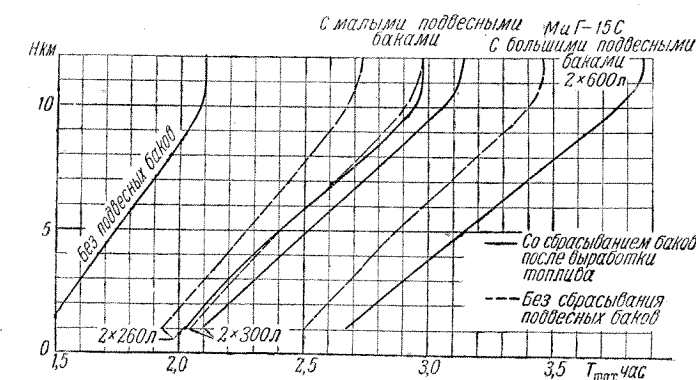
Данные по дальности и продолжительности полета, учитывающие условия работы строевых частей ВВС, помещены в специальной инструкции издания ВВС.

Переход от истинных стандартных скоростей

к приборным и наоборот одинаков при полетах без подвесных баков и с подвесными баками 2×260 л (до $V_{\text{пр}} = 700$ км/час) и 2×600 л (до $V_{\text{пр}} = 800$ км/час), т. е. аэродинамическая и кризисная поправки ПВД в этих случаях примерно одинаковы.



Фиг. 28. Максимальная дальность полета.
Емкость основных баков 1400 л
Емкость малых подвесных баков 520 и 600 л
Емкость больших подвесных баков 1200 л



Фиг. 29. Максимальная продолжительность полета самолета.
Емкость основных баков 1400 л
Емкость малых подвесных баков 520 и 600 л
Емкость больших подвесных баков 1200 л

Для перевода $V_{\text{пр}}$ и $V_{\text{ст}}$ используется сетка (см. фиг. 110). При полетах с баками 2×300 л до $V_{\text{пр}} = 900$ км/час обнаружено влияние подвесных баков на ПВД. В этом случае вносятся следующие поправки:

а) при заданной приборной скорости, замеренной в полете с баками, для определения истинной скорости по фиг. 110 предварительно величина $V_{\text{пр}}$ уменьшается на следующие значения:

$$\begin{aligned} \text{На высоте } 1000 \text{ м} & \Delta V_{\text{пр}} = 0 \text{ км/час} \\ \text{На высоте } 5000 & \Delta V_{\text{пр}} = 5 \\ \text{На высоте } 10000-12000 \text{ м} & \Delta V_{\text{пр}} = 15 \end{aligned}$$

б) при заданной истинной скорости по фиг. 110 определяется предварительное значение $V_{\text{пр}}$; к этому значению добавляется та же поправка, что и в п. „а“. Результат является фактическим значением приборной скорости, которое летчик

должен видеть на приборе в полете (в стандартной атмосфере)¹.

Время в час. — мин. до полного израсходования топлива из подвесных баков, считая от момента трогания с места (после рулежки), см. в табл. 10 (данные по расчету).

При этом: взлет — на $n_{взл} = 11560$ об/мин, подъем — на $n = 1200$ об/мин, полет по горизонту — на режиме T_{max} или L_{max} . До начала расходования топлива из подвесных баков используется 100 л из основного бака № 1.

На опробование двигателя и руление затрачивается 5 мин. и расходуется 70 л топлива.

Таблица 10

Полет по горизонту	При L_{max}				При T_{max}			
	12000	10000	5000	1000	12000	10000	5000	1000
H в м								
Малые подвесные баки 2×260 л	0-27	0-27	0-26	0-22	0-30	0-32	0-33	0-32
Малые подвесные баки 2×300 л	0-34	0-31	0-31	0-25	0-40	0-41	0-39	0-36
Большие подвесные баки 2×600 л	1-20	1-16	1-04	0-49	1-29	1-29	1-19	1-12

Емкость топливных баков самолета и соответствующий полетный вес топлива при $\gamma = 0,83$ кг/л показаны в табл. 11.

Таблица 11

Баки	Емкость в л		Вес топлива в кг	
	в баках	всего	в баках	всего
Основные	1400	1400	1162	1162
Малые подвесные (260 л)	2×260	1920	432	1594
Малые подвесные (300 л)	2×300	2000	498	1660
Большие подвесные (600 л)	2×600	2600	996	2158

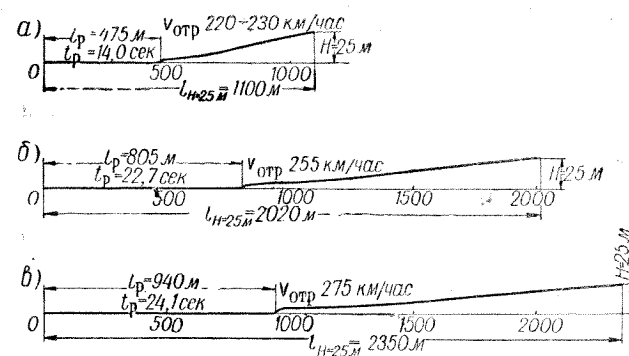
Примечание. Данные табл. 11 приведены для самолета без ОСП-48. У самолета с ОСП-48 емкость основного бака № 2 больше на 12 л.

¹ Данные табл. 9 взяты по следующим актам:
а) без подвесных баков — государственные испытания опытного самолета МиГ-15 с ВК-1, 1950 г.;
б) с подвесными баками 2×260 л — государственные испытания серийного самолета МиГ-15 с ВК-1 по определению дальности полета, 1950 г.; при этом учет сбрасывания баков выполнен пересчетом по данным полетов с баками и со сброшенными баками;
в) с подвесными баками 2×300 л — контрольные испытания серийного самолета МиГ-15 с ВК-1, 1951 г., при этом учет сбрасывания баков выполнен пересчетом (как в п. «б») и километровые расходы со сброшенными баками взяты по акту государственных испытаний № 76 за 1950 г.;
г) с подвесными баками 2×600 л — государственные испытания (1950 г.) и акт контрольных испытаний самолета МиГ-15 с ВК-1 в варианте истребителя сопровождения; при этом учет сбрасывания баков на высотах 1000, 5000 и 12000 м выполнен пересчетом.

Примечание. Форма баков — сигарообразная с обтекателем на крыло.

3. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Значения основных взлетно-посадочных характеристик самолета даны в табл. 12 и 13 и на фиг. 30 и 31.



Фиг. 30. Данные взлетной дистанции самолета.
а) $n = 11560$ об/мин; $\delta_{ш.-з} = 20^\circ$ при $G = 4960$ кг;
б) $n = 11560$ об/мин; $\delta_{ш.-з} = 20^\circ$ при $G = 5980$ кг (с большими подвесными баками);
в) $n = 11560$ об/мин; $\delta_{ш.-з} = 0^\circ$ при $G = 5980$ кг (с большими подвесными баками).

Таблица 12

Взлетная дистанция при полетном весе 4960 кг

Угол отклонения щитков-закрылков при взлете $\delta_{ш.-з}$	20
Число оборотов двигателя n в об/мин	11560
Разбег (по бетонной дорожке) l_p в м	475
Время разбега t_p в сек	14,0
Выдерживание и преодоление препятствия (набор высоты $H=25$ м) $l_{в} + l_{пр. пр}$ в м	625
Общая длина взлетной дистанции $l_{взл}$ в м	1100
Скорость отрыва $V_{отр}^{ст}$ в км/час	220—230
Скорость преодоления препятствия $V_{пр. пр}^{ст}$ в км/час	350—400

Примечание. Зависимость длины разбега и взлетной дистанции от веса самолета см. фиг. 112.

Таблица 13

Посадочная дистанция с использованием колесных тормозов (малый газ) при посадочном весе 3915 кг

Угол отклонения щитков-закрылков при посадке $\delta_{ш.-з}$	55
Планирование с высоты $H=25$ м и выдерживание $l_{пл} + l_{выд}$ в м	580
Пробег по бетонной дорожке $l_{пр}$ в м	670—770
Общая длина посадочной дистанции $l_{пос}$ в м	1350
Скорость планирования на посадку (перед выравниванием) $V_{пл}^{ст}$ в км/час	240—250
Посадочная скорость $V_{пос}^{ст}$ в км/час	170

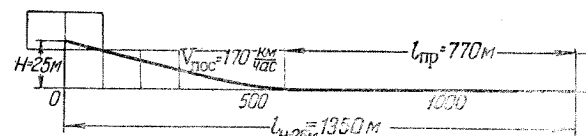
Примечания. 1. Меньшее значение длины пробега (670 м) соответствует случаю посадки самолета летчиком, хорошо освоившим посадку при хорошей

отлаженности колесных тормозов; большее значение (770 м) соответствует случаю посадки летчиком средней квалификации при среднем состоянии отлаженности тормозов. В обоих случаях длина пробега дана по сухой бетонной дорожке.

2. Пробег самолета с тормозным парашютом, устанавливаемым на некоторых самолетах выпуска 1952 г., уменьшает длину пробега по бетонной полосе на 43%, по грунту на 17%.

3. Зависимость длины пробега от веса самолета см. фиг. 114.

Длина взлетной дистанции заметно зависит от числа оборотов двигателя, угла отклонения щитков-закрылков и полетного веса самолета. Значительно влияет отклонение щитков-закрылков также и на скорость отрыва.



Фиг. 31. Данные посадочной дистанции самолета $\delta_{ш.-з} = 55^\circ$ при $G = 3915$ кг.

При разбеге трогание с места производится после вывода двигателя на число оборотов $n = 8000-9000$ об/мин, при котором самолет еще может быть удержан на месте тормозами.

Скорость отделения носового колеса от земли при разбеге равна 160 км/час. Длина разбега самолета с убранными щитками-закрылками больше разбега самолета со щитками-закрылками, отклоненными на угол 20° , приблизительно на 100 м.

При взлете уборка шасси производится на скорости 350—400 км/час на высоте 10—15 м (время уборки шасси 6—8 сек.).

Щитки-закрылки убираются на высоте 50—70 м (после уборки шасси).

Боковой ветер скоростью до 10 м/сек под углом 90° практически не отражается на прямолинейности взлета.

Длина пробега самолета заметно зависит от вида грунта посадочной полосы и его состояния, а также от степени использования колесных тормозов.

На фиг. 32 приведены значения возможного максимального коэффициента сцепления колеса с поверхностью аэродрома для разных грунтов по скорости пробега (опыты); при этом значения коэффициента сцепления соответствуют наибольшей степени торможения, при которой качение колеса по поверхности переходит в скольжение.

На фиг. 33 показана зависимость возможной минимальной длины пробега самолета МиГ-15бис от среднего коэффициента сцепления колес с грунтом при наибольшей степени использования тормозов, полученная по расчету. При этом принято, что использование тормозов начинается после переваливания самолета на носовое колесо, которое происходит примерно через 3 сек. после касания о землю главных колес.

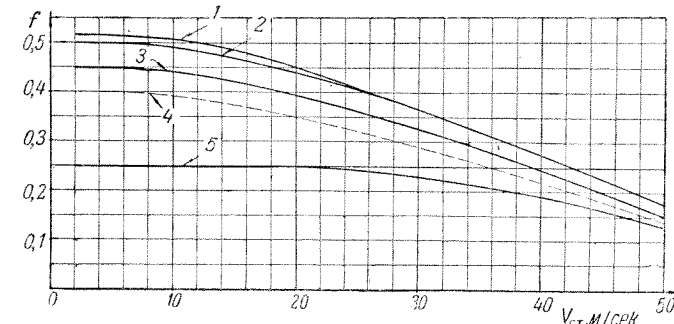
На фиг. 33 коэффициент сцепления колес самолета с грунтом соответствует среднему его значению (для двух главных колес шасси) на всей

дистанции пробега от скорости переваливания на нос $V_{пер}$ до $V=0$ и учитывает наличие тормозов только на двух главных колесах. Коэффициент трения переднего колеса $f = 0,03$.

На фиг. 33 нанесены две экспериментальные точки ($l_{пр} = 670$ и 770 м), соответствующие государственным летным испытаниям (по сухой бетонной дорожке).

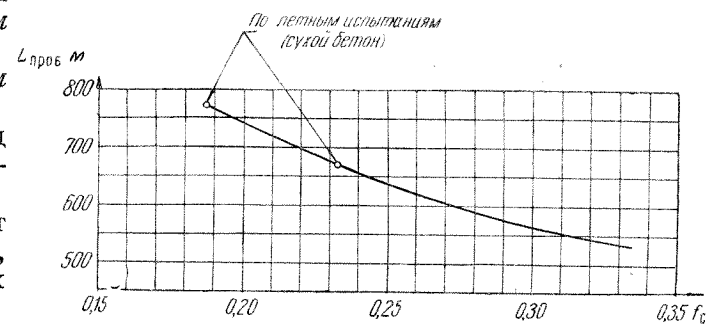
Кривая фиг. 33 показывает, что длина пробега резко увеличивается с уменьшением коэффициента сцепления.

Длина пробега из летных испытаний $l_{пр} = 670-770$ м значительно больше, чем возможная минимальная длина пробега по сухому бетону $l_{min} = 530$ м. Это указывает на то, что у летчика еще есть резерв для уменьшения длины пробега как путем овладения техникой пилотирования, так и путем лучшей отладки тормозов.



Фиг. 32. Возможный максимальный коэффициент сцепления колеса с поверхностью аэродрома.

1—сухой естественный грунт средней плотности с низким травяным покровом; 2—сухой бетон; 3—влажный грунт; 4—влажный бетон; 5—плотно укатанный снежный покров



Фиг. 33. Зависимость пробега самолета от коэффициента сцепления главных колес с грунтом (по расчету); $G_{пос} = 3915$ кг.

Возможные минимальные пробеги самолета (по расчету):

сухой бетон ($f_{cp} = 0,335$) $l_{min} = 530$ м;
влажный бетон ($f_{cp} = 0,27$) $l_{min} = 603$ м;
укатанный снег ($f_{cp} = 0,20$) $l_{min} = 742$ м.

Минимальная длина пробега самолета (по расчету) по влажному бетону равна 603 м, по укатанному снегу—742 м. При недостаточной отладке тормозов и неполном их использовании длина пробега по указанному виду грунта может заметно возрасти до 800—900 м. Во избежание этого летчику следует быть особенно внимательным при посадке самолета на мокрую или снеговую дорожку.

Перед посадкой выпуск шасси производится на скорости 400—450 км/час (время выпуска

8—10 сек). В начале захода на посадку скорость горизонтального полета равна 320—350 км/час.

Щитки-закрылки выпускаются во время захода на посадку (см. «Инструкцию летчику»).

Планирование до выравнивания производится с высоты не менее 200 м. Выравнивание самолета начинается на высоте 6—7 м и заканчивается на высоте не более 1 м.

При посадке с выключенным двигателем планирование на посадку производится на следующих скоростях: при убранных шасси и щитках-закрылках—300—320 км/час, при выпущенных шасси и щитках-закрылках—260—270 км/час.

Посадка самолета с одним пустым несброшенным подвесным баком трудностей не представляет (на планировании самолет слегка кренится в сторону бака). Посадка с одним невыработанным баком невозможна из-за сильного кренения в сторону бака (на скорости 270 км/час элероны нехватает); в этом случае бак следует обязательно сбросить.

Посадка самолета с двумя подвесными баками емкостью по 260 л каждый, как с пустыми, так и с полными, не отличается от посадки без баков.

Посадка с полными подвесными баками емкостью по 600 л запрещается; в случае невыработки баки перед посадкой сбросить.

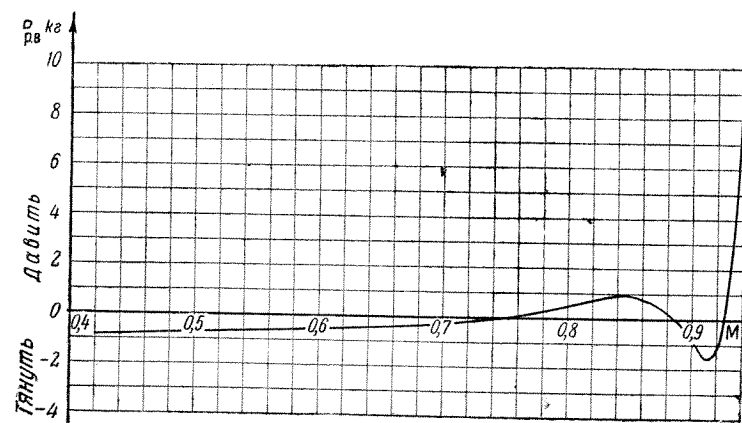
4. УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА¹

На самолете МиГ-15 с двигателем ВК-1 (или двигателем РД-45Ф) могут выполняться все элементы пилотажа. При этом самолет не имеет никаких особенностей в полете до скоростей, соответствующих числу $M = 0,86—0,87$.

На скоростях выше, чем соответствующих числам $M = 0,86—0,87$, самолету свойственны следующие особенности:

- обратная реакция по крену на дачу ноги;
- некоторое уменьшение усилий на ручке в прямолинейном полете;
- увеличение усилий, требуемых для создания единицы перегрузки;
- непроизвольное кренение (валежка).

¹ См. также приложение 2, пп. 1 и 2.



Фиг. 34. Усилия на ручке управления от отклонения руля высоты при прямолинейном полете; $H = 10600$ м; $n = 11560$ об/мин; $\tau_{трим} = \text{const}$; $\frac{S_{о.к}}{S_{р.в}} = 0,219$.

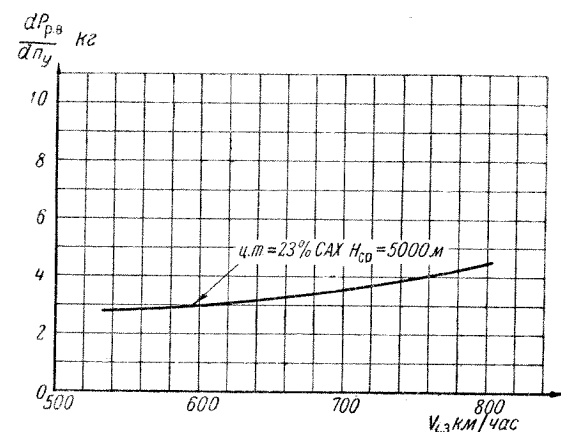
Указанные особенности следует учитывать при пилотировании самолета.

Ниже приводятся значения усилий на ручке управления, углов отклонения элеронов и рулей и некоторых других характеристик, наиболее употребительных для оценки управляемости самолета.

На фиг. 34 приведены усилия на ручке управления рулем высоты в горизонтальном полете при $n = 11560$ об/мин на $H = 10600$ м при постоянном отклонении триммера¹. В зависимости от числа M кривая усилий изменяется плавно и устойчиво до значения $M = 0,85$, в диапазоне $M = 0,85—0,91$ заметно появление небольшого пикирующего момента (полное изменение $P = 2,5$ кг), затем при $M > 0,91$ усилия начинают резко нарастать на кабрирование.

Условия продольной балансировки самолета следующие:

а) при нейтральном положении триммера руля высоты, нормальном полетном весе, номинальных оборотах двигателя 11200 об/мин на режиме



Фиг. 35. Усилия на ручке, требуемые для создания единицы перегрузки; $\frac{S_{о.к}}{S_{р.в}} = 0,219$.

набора высоты на высотах от 3000 м до 5000 м скорость балансировки должна быть в пределах 550 ± 30 км/час по прибору;

б) на высотах от 3000 до 7000 м на всем диапазоне скоростей усилия на ручке управления рулем высоты изменяются незначительно и пользоваться триммером нет необходимости;

в) для полетов на высотах ниже 3000 м на скоростях, близких к максимальным, рекомендуется балансировать самолет триммером руля высоты на скорости 800 км/час по прибору;

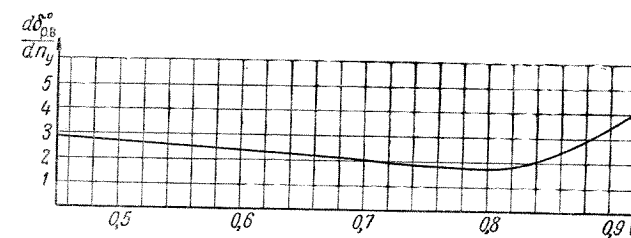
г) для полетов на высотах 10000 м и выше рекомендуется балансировать самолет триммером на скорости 350 км/час по прибору.

На фиг. 35 и 36 приведены величины, характеризующие вертикальный маневр самолета с перегрузкой, а именно: $\frac{dP_{р.в}}{dn_y}$ и $\frac{d\delta_{р.в}}{dn_y}$ — усилие на

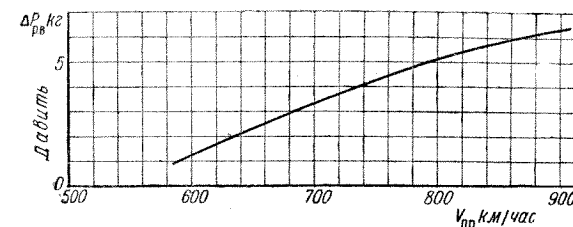
ручке управления руля высоты и угол отклонения руля высоты, требуемые для создания прироста перегрузки $\Delta n_y = 1$.

¹ См. также фиг. 186.

В значительном диапазоне скоростей и чисел M эти величины равны $\frac{dP_{р.в}}{dn_y} = 2,8—4,5$ и $\frac{d\delta_{р.в}}{dn_y} = 1,6—3,5$.



Фиг. 36. Углы отклонения руля высоты, требуемые для создания единицы перегрузки; $n = 11200$ об/мин; $\frac{S_{о.к}}{S_{р.в}} = 21,9\%$.



Фиг. 37. Изменение усилий на ручке от руля высоты при выпуске воздушных тормозов.

На фиг. 37 показано изменение усилия на ручке управления руля высоты при выпуске воздушных тормозов. Из графика видно, что возрастание усилия невелико (при $V_{пр} = 900$ км/час $\Delta P \approx 6$ кг), при этом летчик должен дополнительно давить на ручку, т. е. момент от воздушных тормозов кабрирующий и при надобности может быть использован для вывода самолета из пикирования.

Примечание. Воздушные тормоза разрешается выпускать на всех скоростях полета и на всех высотах.

На фиг. 38—42 даются величины, характеризующие маневр самолета с креном и скольжением.

На фиг. 38 приводится величина $\frac{dP_{э}}{d\omega_x}$ — усилие на ручке управления элеронами, требуемое для создания угловой скорости крена в 1 радиан в секунду ($57,3^\circ$ в сек.).

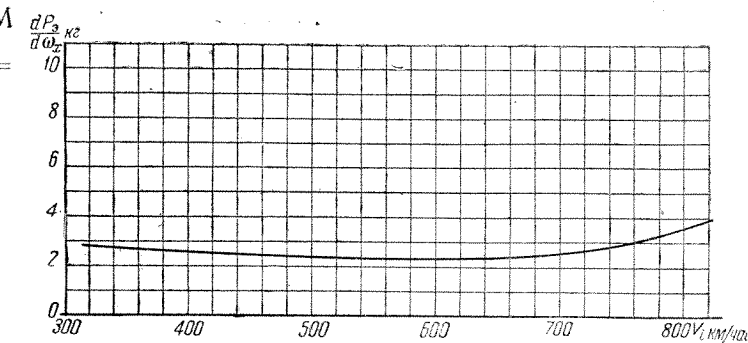
Значение $\frac{dP_{э}}{d\omega_x}$ в зависимости от скорости полета изменяется в пределах 2,3—4.

На фиг. 39 показана эффективность элеронов — величина $\frac{d\alpha_{кр}}{d\delta_э}$ — изменение угла атаки в концевом сечении крыла на 1° отклонения элеронов

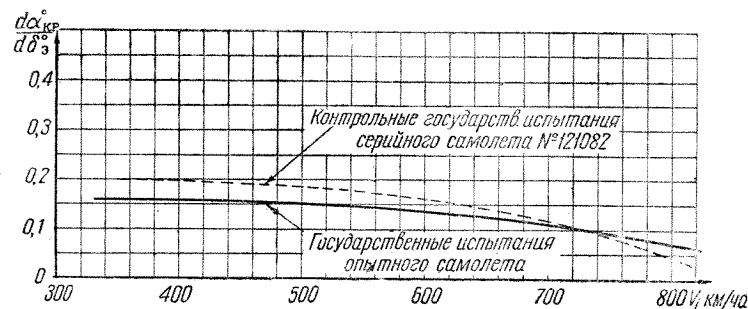
на высоте 5000 м. Эффективность элеронов несколько понижается с увеличением скорости и высоты полета.

На фиг. 40 даны значения максимальной угловой скорости крена самолета при полном отклонении ручки управления элеронами и соответствующее время перекалывания самолета из левого в правый крен при $\gamma = 60^\circ$.

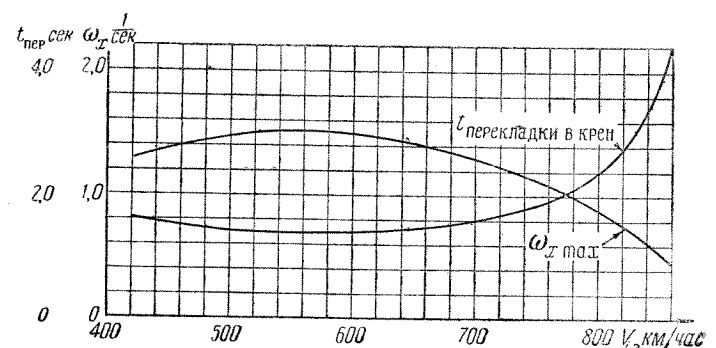
Максимальная угловая скорость крена самолета так же, как и эффективность элеронов, несколько понижается с увеличением скорости полета.



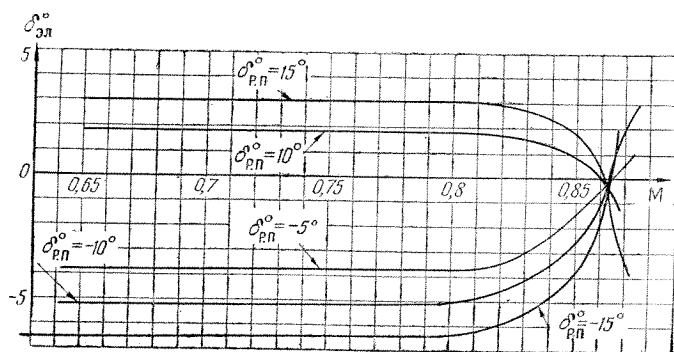
Фиг. 38. Усилия на ручке, требуемые для создания угловой скорости крена в 1 рад/сек ; $H_{ср} = 5000$ м; элероны с гидроусилителем $k_6 = 11$.



Фиг. 39. Эффективность элеронов $\frac{d\alpha_{кр}}{d\delta_э}$ (изменение угла атаки в концевом сечении крыла на 1° отклонения элеронов); $H_{ср} = 5000$ м. Элероны с гидроусилителем.



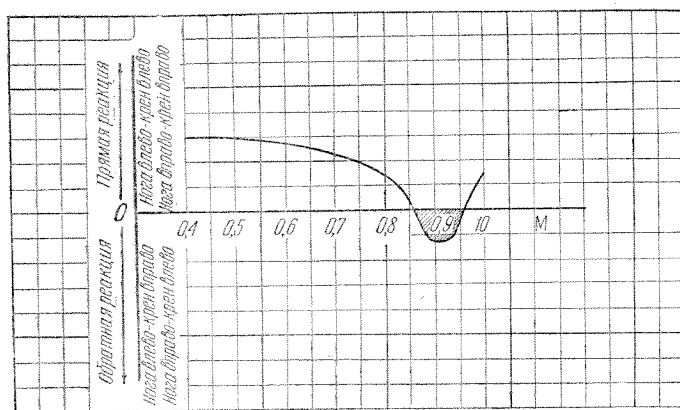
Фиг. 40. Угловая скорость крена и время перекалывания из левого крена ($\gamma = 60^\circ$) в правый крен ($\gamma = 60^\circ$) при полном отклонении ручки; $H = 5000$ м; элероны с гидроусилителем. Самолет № 53210434.



Фиг. 41. Углы отклонения элеронов, требуемые для парирования крена при полете со скольжением; $H = 10000$ м.

На фиг. 41 показана связь между отклонениями элеронов и руля поворота при установившихся

скольжениях самолета. График показывает, что при числах $M > 0,86 - 0,87$ отклонению руля поворота соответствует обратное, по сравнению с нормальным, отклонение элеронов.

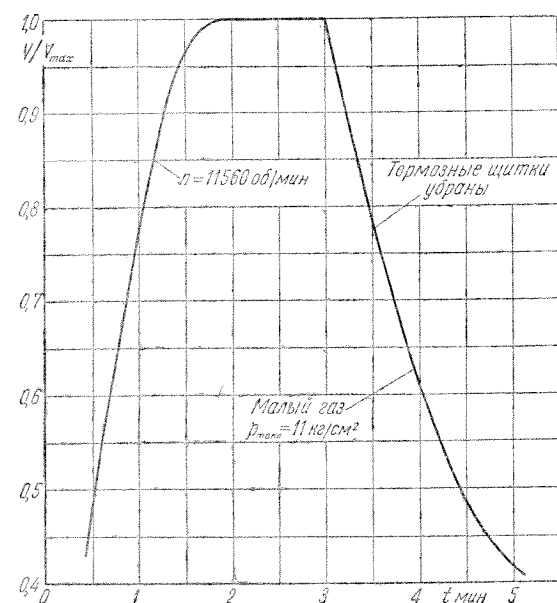


Фиг. 42. Реакция самолета по угловой скорости крена при отклонении руля поворота.

На фиг. 42 приводится качественный график реакции самолета по угловой скорости крена на отклонение руля поворота, т. е. на дачу ноги. Из графика видно, что при увеличении скорости и приближении к числу $M = 0,86 - 0,87$ значение угловой скорости крена начинает заметно снижаться; в диапазоне $M = 0,87 - 0,95$ направление крена обратно нормальному; при $M > 0,95$ восстанавливается нормальная реакция.

Поведение самолета при числах $M = 0,87 - 0,95$, показанное на фиг. 41 и 42, называется «обратной реакцией по крену на дачу ноги». Это явление связано с наличием у крыла стреловидности и объясняется возникновением обратных моментов крена, получающихся из-за неодинакового изменения аэродинамических характеристик левого и правого крыльев при скольжении в воздухе при критических числах M^1 .

¹ Критическим называется число M полета, при котором местные скорости потока на поверхности самолета достигают значения скорости звука.



Фиг. 43. Разгон и торможение на высоте 2000 м.

5. ХАРАКТЕРИСТИКИ РАЗГОНА—ТОРМОЖЕНИЯ И ВИРАЖА

Возможные перегрузки¹

На фиг. 43—49 и в табл. 17 даны некоторые характеристики разгона—торможения (в горизонтальном полете) и виража (см. также графические записи характеристик фигур пилотажа в приложении 1).

Таблица 17

Высота H в м	2000	5000	11 000	2000
Число оборотов при разгоне в об/мин	11560	11560	11560	11560
Число оборотов при торможении в об/мин	Малый газ			11560
Время разгона от $0,7 V_{\max}$ до $0,95 V_{\max}$	0,64	0,80	1,42	—
Увеличение скорости за 1 мин. от $0,7 V_{\max}$ в км/час	274	223	92,5	—
Время торможения от V_{\max} до $0,7 V_{\max}$ без тормозных щитков в мин.	0,74	0,96	1,87	—
То же с тормозными щитками в мин.	—	0,42	1,02	0,7
Уменьшение скорости за 30 сек. от V_{\max} без тормозных щитков в км/час	198	139	51	—
То же от V_{\max} с тормозными щитками в км/час	—	271	79,5	~236
Отношение $V_{\text{т. щ. макс}}$ с тормозными щитками к V_{\max} без тормозных щитков (по стандартным скоростям)	—	—	—	0,705

Примечание. Увеличение и уменьшение скорости даны по приборной скорости. Торможение дано с тормозными щитками площадью $0,5 \text{ м}^2$.

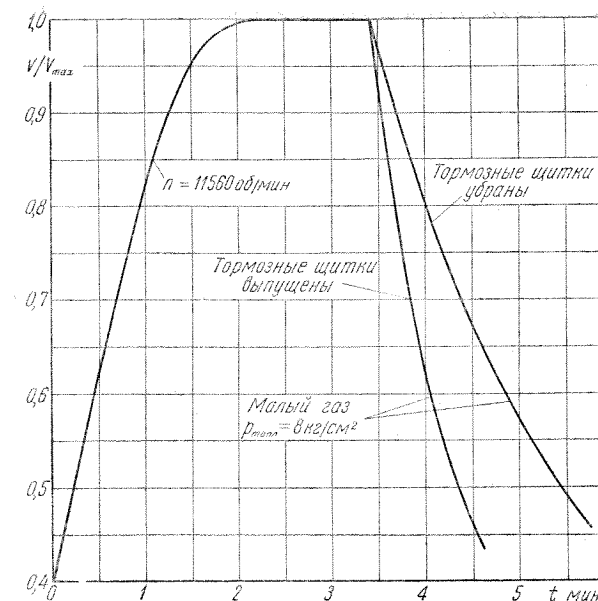
В табл. 18 даны характеристики серийного виража на высоте 1000 м при $n = 11560$ об/мин, соответствующие минимальному времени и радиусу виража, полученные по расчету.

Таблица 18

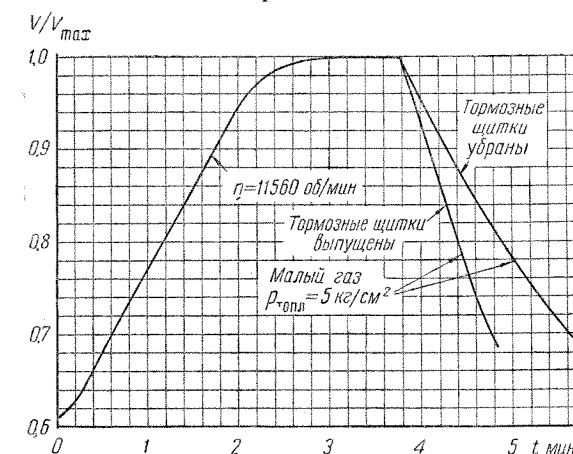
Параметры	Без подвесных баков	С малыми подвесными баками ($2 \times 260 \text{ л}$)	С большими подвесными баками ($2 \times 600 \text{ л}$)
Полетный вес (на $H = 1000 \text{ м}$) в кг	4840	5280	5880
Скорость по прибору в км/час	480	480	480
Время в сек.	20,7	23,5	26,4
Радиус в м	460	520	585
Угол крена в град.	77	75	73,5
Перегрузка	4,4	3,9	3,5

По летным испытаниям минимальные радиус R и время t виража равны: на $H = 5000 \text{ м}$ $R = 710 \text{ м}$, $t = 34 \text{ сек.}$; на $H = 10000 \text{ м}$ $R = 1630 \text{ м}$, $t = 63,7 \text{ сек.}$ (см. фиг. 48 и 49).

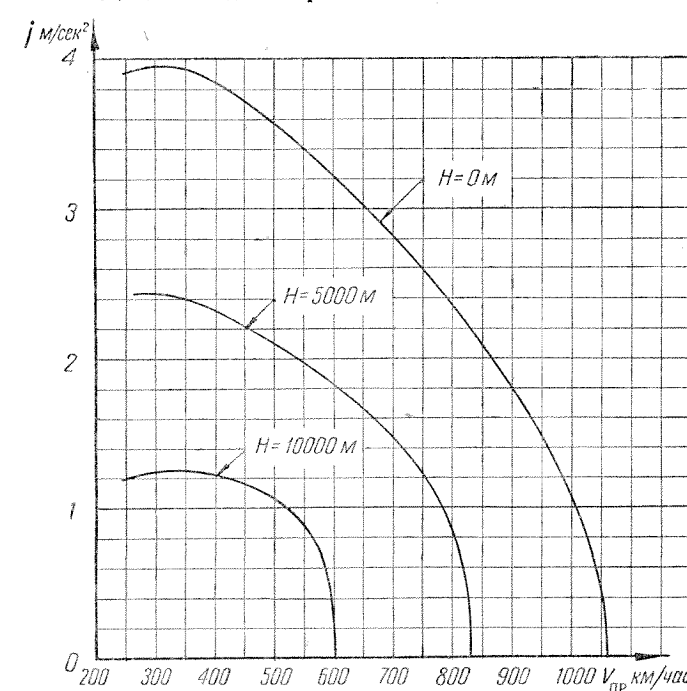
¹ Характеристики фигур пилотажа, принятые для частей ВВС, см. в «Инструкции летчику» издания ВВС.



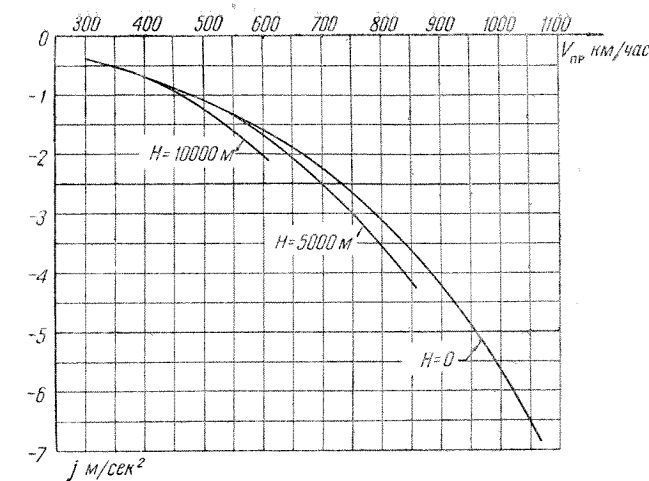
Фиг. 44. Разгон и торможение на высоте 5000 м.



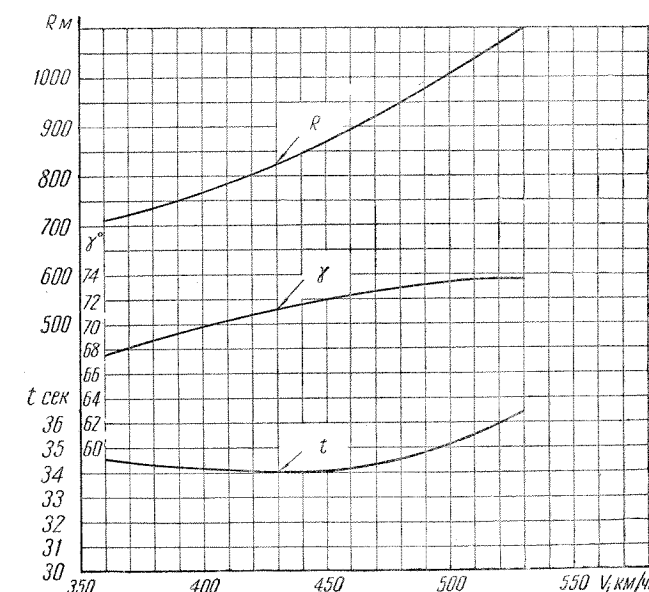
Фиг. 45. Разгон и торможение на высоте 11000 м.



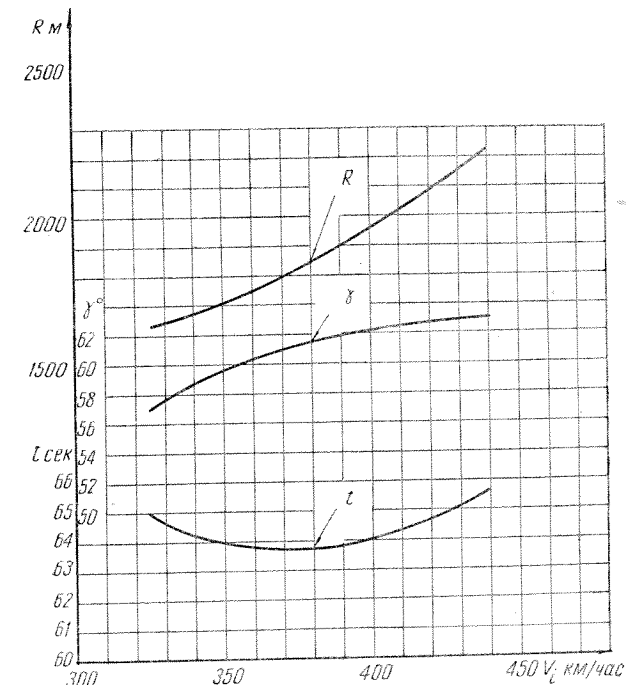
Фиг. 46. Ускорения самолета в горизонтальном полете; $n = 11560$ об/мин; $G_0 = 4860 \text{ кг}$; $G_5 = 4780 \text{ кг}$; $G_{10} = 4690 \text{ кг}$ (по расчету).



Фиг. 47. Торможение (отрицательное ускорение) в горизонтальном полете при открытии тормозных щитков (по расчету).

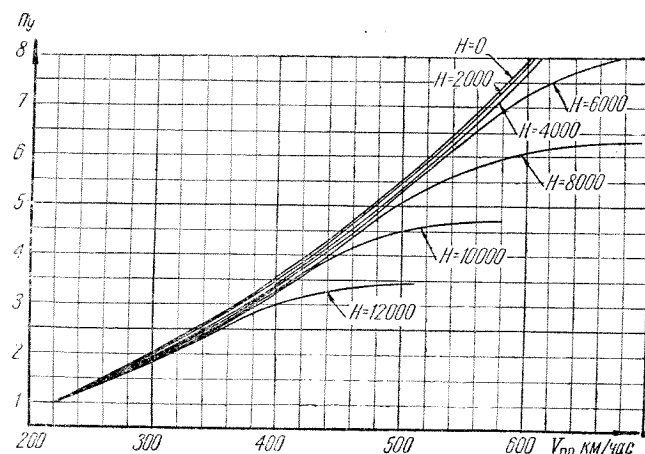


Фиг. 48. Вираж на высоте 5000 м; $n = 11560$ об/мин.



Фиг. 49. Вираж на высоте 10000 м; $n = 11560$ об/мин.

На фиг. 46 показаны ускорения самолета в зависимости от скорости и высоты полета, получающиеся вследствие разности тяг двигателя на боевом режиме и режиме горизонтального полета



Фиг. 50. Максимально возможные эксплуатационные перегрузки самолета (для среднего полетного веса $G_{\text{ср}} = 4500 \text{ кг}$); $n = 11200 \text{ об/мин.}$

на данной скорости, а на фиг. 47 — аналогичные ускорения, получающиеся вследствие разности сопротивлений самолета с тормозными щитками

и без них в горизонтальном полете при постоянных оборотах двигателя.

Графики фиг. 46 и 47 пригодны для приближенной оценки ускорений самолета при изменении (увеличении или уменьшении) оборотов в пределах указанных режимов двигателя или при открытии и закрытии тормозных щитков. Значения ускорений на графиках соответствуют движению самолета в течение первых секунд (3—5 сек.) после изменения оборотов или положения щитков, с увеличением времени после этого момента ускорения заметно снижаются. Кроме того, следует иметь в виду, что ускорения самолета, получающиеся в действительности, будут несколько меньше, чем приведенные на графиках, так как на изменение оборотов и открытие-уборку щитков затрачивается определенное время; следовательно, вначале используется неполный прирост тяги (или сопротивления).

Ускорения на фиг. 46 и 47 даны по расчету.

На фиг. 50 показаны возможные максимальные перегрузки, полученные в полете на различных высотах и скоростях¹. Максимальную допустимую эксплуатационную перегрузку $n = 8$ самолет может достичь только на высотах ниже 6400 м. При приближении к режиму максимальной перегрузки (для данной высоты и скорости полета) самолет испытывает предупредительное дрожание и покачивание.

¹ См. также приложение 2, п. 3.

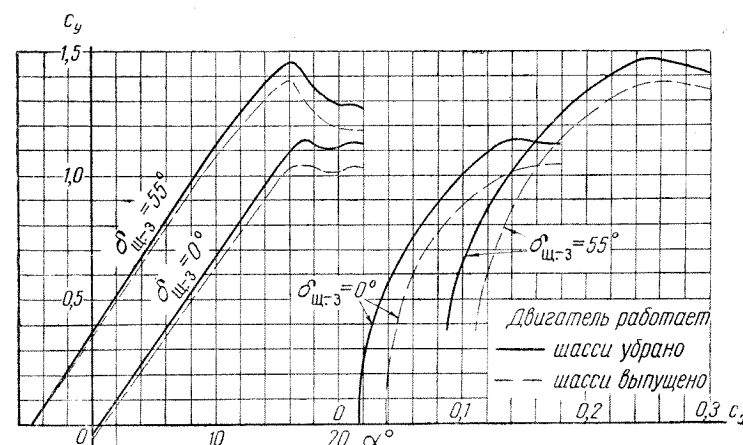
ГЛАВА V

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Приводимые ниже аэродинамические характеристики самолета (фиг. 51 и 79) получены по испытаниям натурного самолета и его моделей в аэродинамических трубах ЦАГИ¹.

1. КОЭФФИЦИЕНТЫ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ И ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ

Коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы самолета: кривые $c_y = f(\alpha)$ и полярные кривые $c_x = f(c_y)$ для различных углов отклонения щитков-закрылков, с убранными и выпущенными шасси, без подвесных баков и с баками, при работающем двигателе, на высоте $H = 0 \text{ м}$ и малых скоростях полета (число $M \approx 0,2$), приведены на фиг. 51, 52 и 53 (влияние числа M на $c_{y \text{ max}}$ при $\delta_{\text{щ.-з}} = 0^\circ$ см. на фиг. 185).



Фиг. 51. Поляры самолета для числа $M = 0,2$ и $H = 0$.

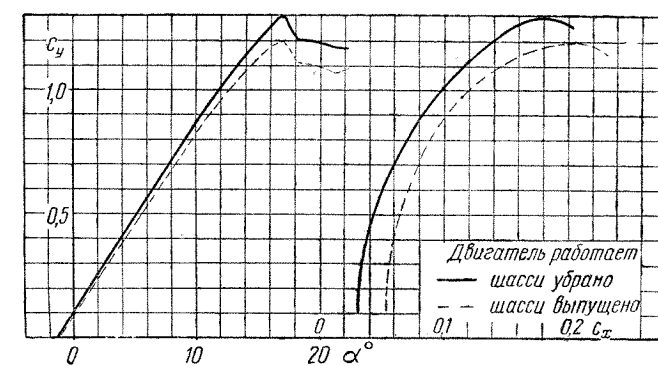
Следует отметить весьма плавное течение кривой c_y на закритических углах атаки, благодаря чему безопасен полет в отношении сваливания на крыло.

Максимальное значение коэффициента c_y равно $c_{y \text{ max}} = 1,46$ при $\delta_{\text{щ.-з}} = 55^\circ$. Установка подвесных баков заметно влияет на значение $c_{y \text{ max}}$.

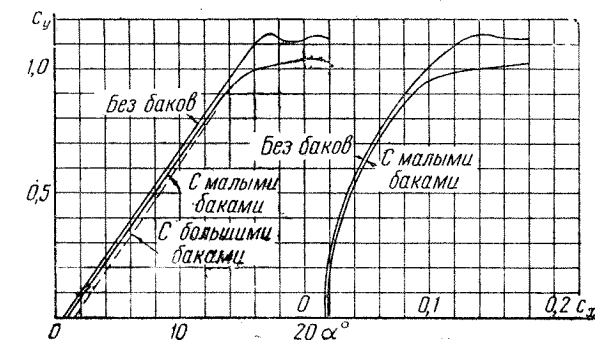
Зависимость $c_x = f(c_y)$ самолета для различных чисел M (двигатель работает, шасси и щитки-

¹ Помещенные на фигурах графики соответствуют полу-связанной системе осей (см. фиг. 81).

закрылки убраны, высота полета 5000 м) показана на фиг. 54, 55 и 56.



Фиг. 52. Поляры самолета, $\delta_{\text{щ.-з}} = 20^\circ$, $M = 0,2$ и $H = 0$.



Фиг. 53. Поляры самолета с подвесными баками; $\delta_{\text{щ.-з}} = 0^\circ$; $M \approx 0,2$; $H = 0$; двигатель работает.

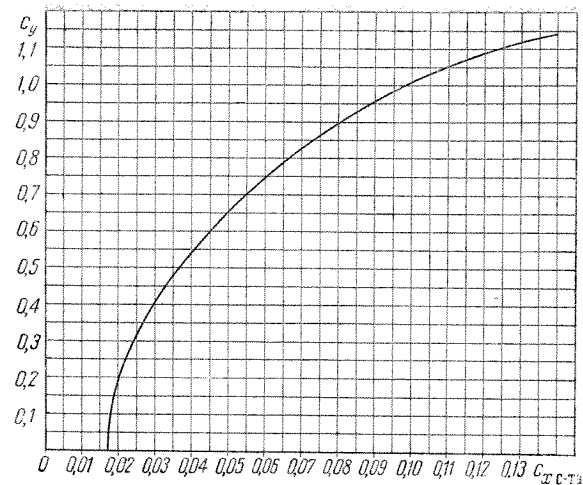
Для определения c_x на высотах, отличных от 5000 м, следует пользоваться формулой

$$c_{xH} = c_{x(H=5)} + \Delta c_{xH}$$

для $H = 0 - 10 \text{ км}$ $\Delta c_{xH} = k_H (H_{\text{км}} - 5)$
 для $H = 10 - 15 \text{ км}$ $\Delta c_{xH} = 0,0009 + k_H (H_{\text{км}} - 10)$

H в км	0 — 5	5 — 10	10 — 15
k_H	0,00013	0,00018	0,00029

На фиг. 56 виден заметный прирост коэффициента c_x , начиная с числа $M > 0,88 - 0,9$. Зависимость $c_x = f(V_{\text{ст}})$ в горизонтальном полете приведена на фиг. 57.



Фиг. 54. Поляра самолета; $\delta_{ш-з} = 0^\circ$; $M = 0,2$; $H = 5000$ м.

Максимальное аэродинамическое качество самолета при убранных щитках-закрылках равно

$$K_{A \max} = \left(\frac{c_y}{c_x} \right)_{\max} = 14,6 \text{ при } M = 0,6;$$

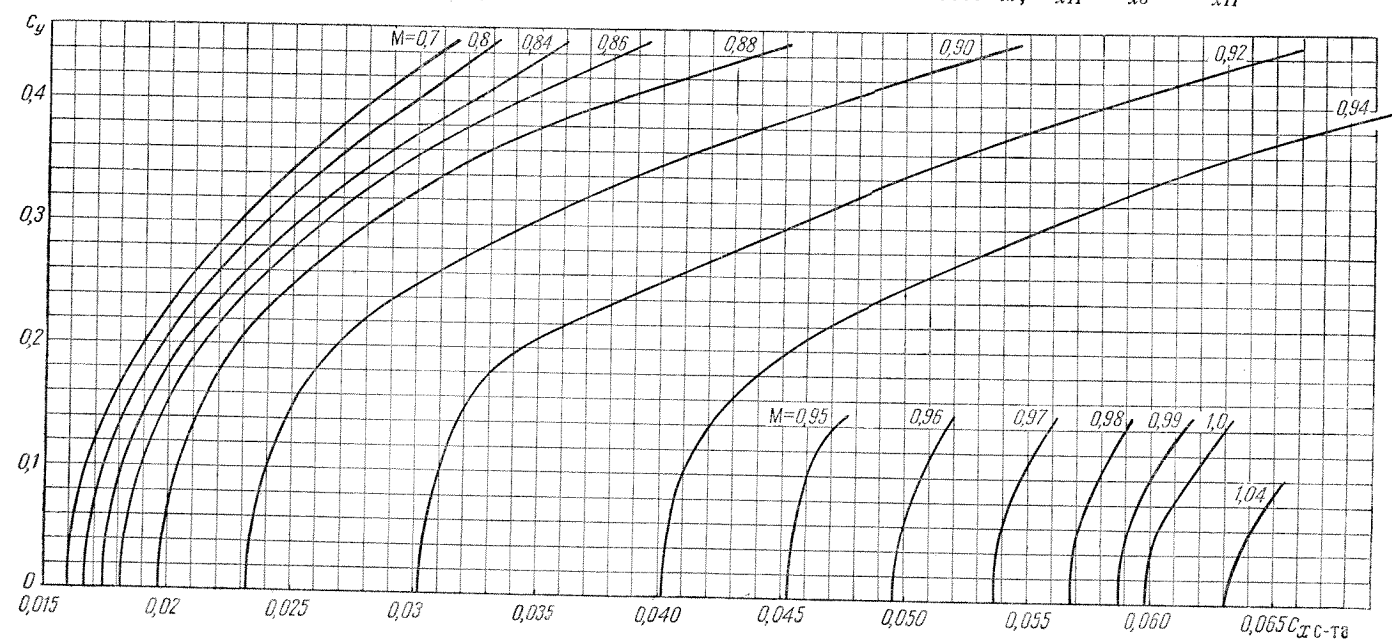
$$c_y = 0,45 \text{ на } H = 0.$$

В горизонтальном полете максимальное аэродинамическое качество равно $K_{A \max} = 14,2$ и получается при $c_y \approx 0,45$ и $M \approx 0,3$ на $H = 0$ ($M \approx 0,5$ на $H = 10000$ м) и мало изменяется в пределах высот от 0 до 10000 м.

При выпущенных щитках-закрылках и шасси $K_{A \max} = 6,5$ при $M \approx 0,2$, $c_y = 1 - 1,05$ на $H = 0$.

Минимальный коэффициент лобового сопротивления самолета $c_{x \min} = 0,0150$ при $M = 0,6$ и $c_y = 0$ на $H = 0$.

На фиг. 58 приведен коэффициент лобового сопротивления тормозных щитков самолета (отнесенный к площади крыла) в зависимости от



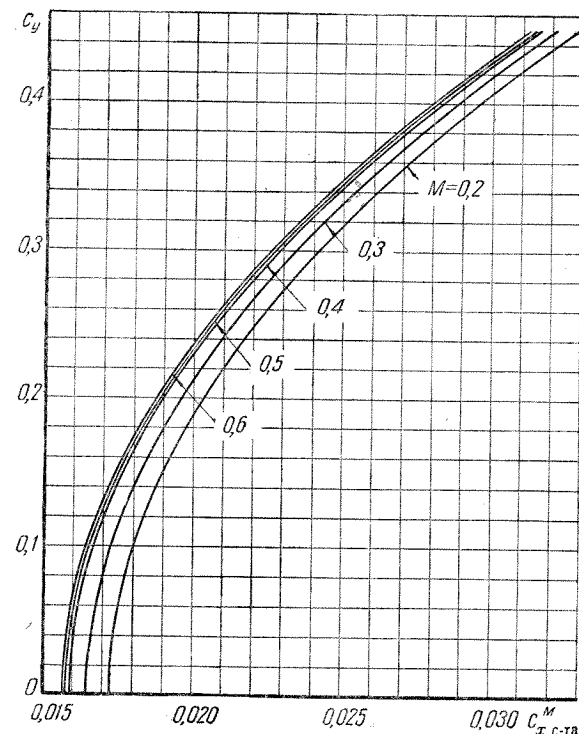
Фиг. 56. Поляра самолета для чисел $M \geq 0,7$; $H = 5000$ м, $c_{xH} = c + \Delta c_{xH}$; для $H = 0 - 10$ км, $\Delta c_{xH} = k_H (H \text{ км} - 5)$; для $H = 10 - 15$ км, $\Delta c_{xH} = 0,0009 + k_H (H \text{ км} - 10)$.

числа M . Площадь тормозных щитков $2S_{т.ш} = 0,50$ м².

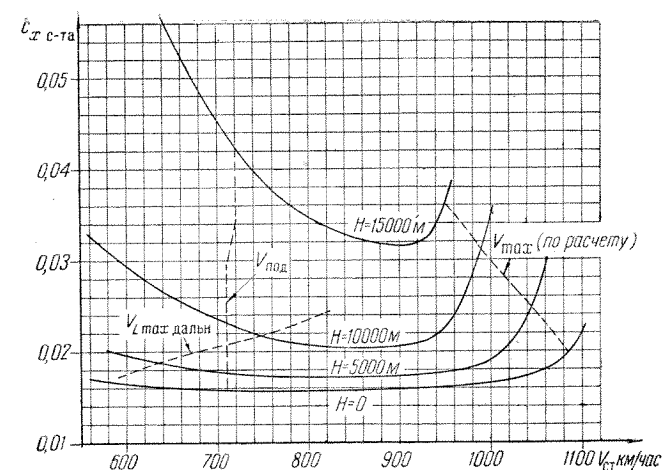
Установка подвесных баков увеличивает коэффициент c_x самолета при докритических числах M при малых баках на $\Delta c_x = 0,0013$, при больших баках — на $\Delta c_x = 0,0020$.

Полная остановка двигателя (режим авторотации) повышает коэффициент сопротивления самолета на $\Delta c_x = 0,0058$.

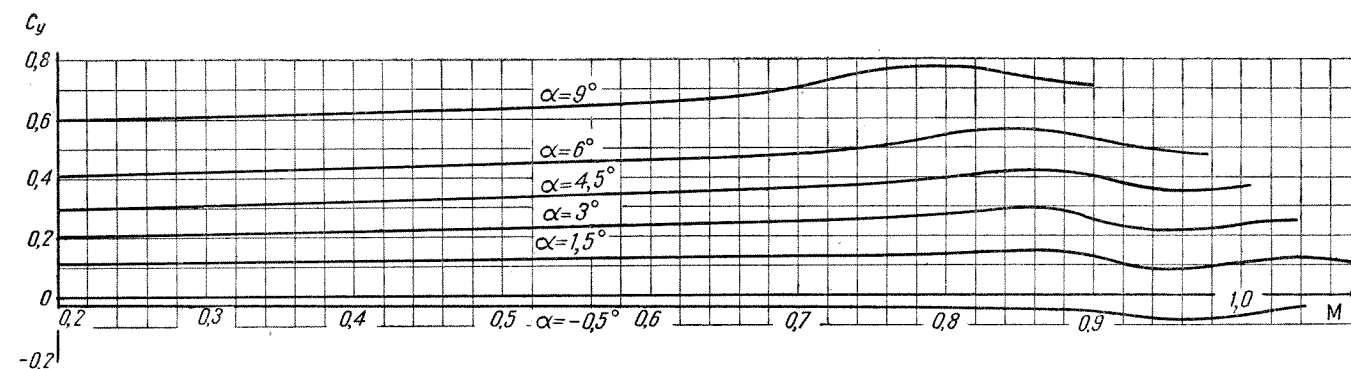
На фиг. 59 и 60 показана зависимость коэффициента c_y модели и самолета от угла атаки при различных числах M .



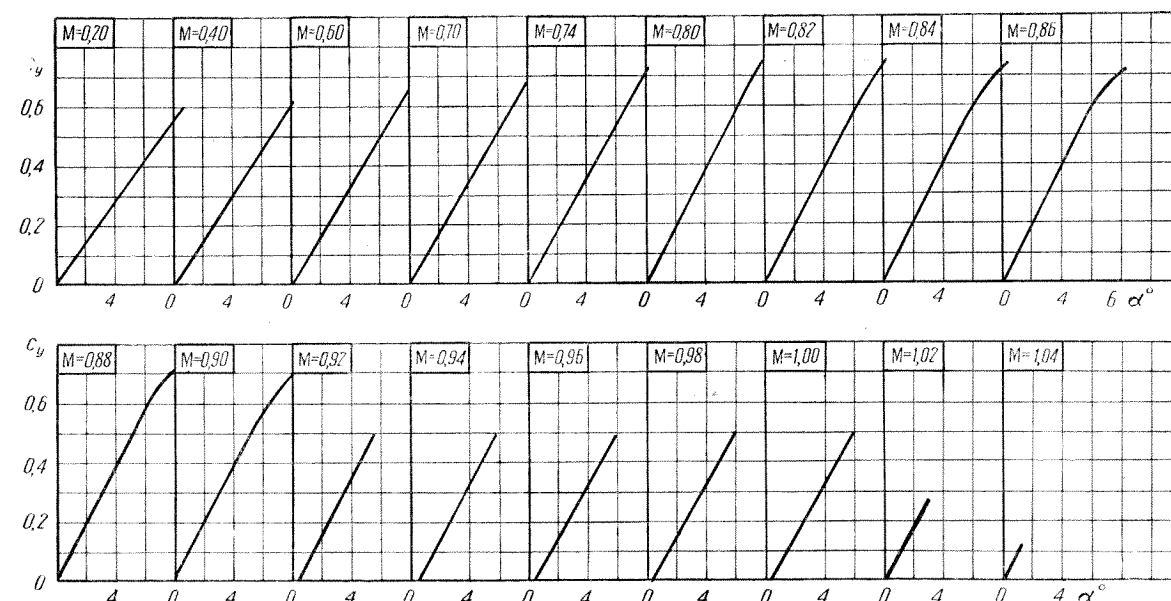
Фиг. 55. Поляра самолета для чисел $M \leq 0,5$; $H = 5000$ м; $c_{xH} = c_{x5} + \Delta c_{xH}$.



Фиг. 57. Коэффициент лобового сопротивления самолета при горизонтальном полете.



Фиг. 59. Коэффициент подъемной силы модели самолета.



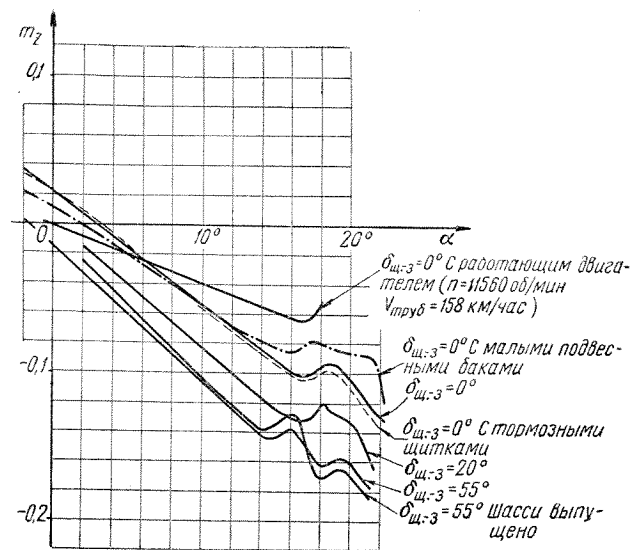
Фиг. 60. Коэффициент подъемной силы самолета, $H = 5000$ м.

2. КОЭФФИЦИЕНТЫ МОМЕНТОВ И БОКОВЫХ СИЛ m_z ; m_x ; m_y ; c_z и $m_{ш}$

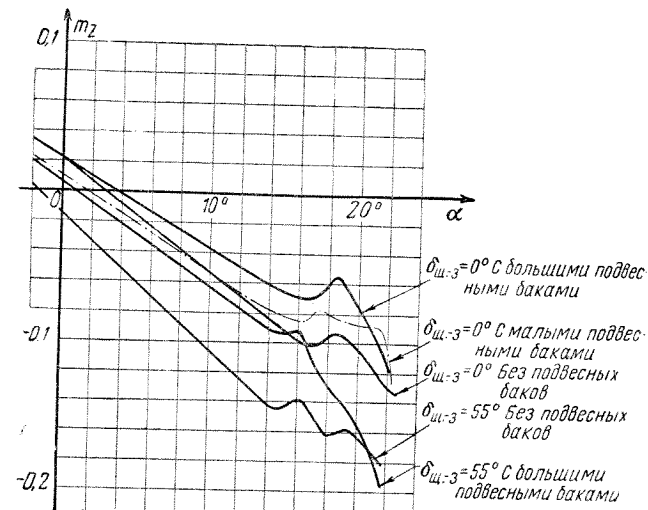
На фиг. 61 — 64 показан коэффициент продольного момента самолета m_z в зависимости от положения щитков-закрылков, шасси, тормозных щитков, числа оборотов двигателя, присутствия

подвесных баков и углов отклонения рулей высоты¹; на фиг. 65 — 67 показано влияние числа M на m_z .

¹ В соответствии с испытаниями в аэродинамических трубах основные кривые m_z , m_y , c_z даны при выключенном двигателе. При работе двигателя на кривой сделана отметка.



Фиг. 61. Коэффициент продольного момента самолета.
Центровка $\bar{x}_T = 25\% \text{ CAX}$; $\bar{y}_T = 0$; $M \approx 0,2$; $Re = 7,0 \cdot 10^6$;
 $\varphi_{CT} = -1^\circ 30'$; $\delta_{p.v} = 0^\circ$.



Фиг. 62. Коэффициент продольного момента самолета.
Центровка $\bar{x}_T = 25\% \text{ CAX}$; $\bar{y}_T = 0$; $M \approx 0,2$; $Re = 7,0 \cdot 10^6$;
 $\varphi_{CT} = 1^\circ 30'$; $\delta_{p.v} = 0^\circ$.

Графики показывают, что при всех состояниях самолета во всем диапазоне эксплуатационных углов атаки и отклонений рулей и чисел M самолет устойчив и рули высоты эффективны.

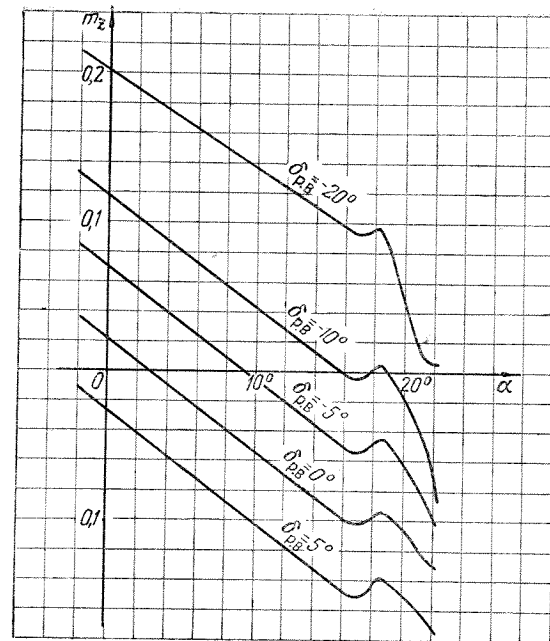
Для получения коэффициента m_z при значении центровки, отличающемся от указанного на графиках, можно пользоваться формулами

$$m_{z2} \approx m_{z1} + (\bar{x}_{T2} - \bar{x}_{T1}) c_y + (\bar{y}_{T2} - \bar{y}_{T1}) \left(c_x - c_y \frac{\alpha^\circ}{57,3} \right);$$

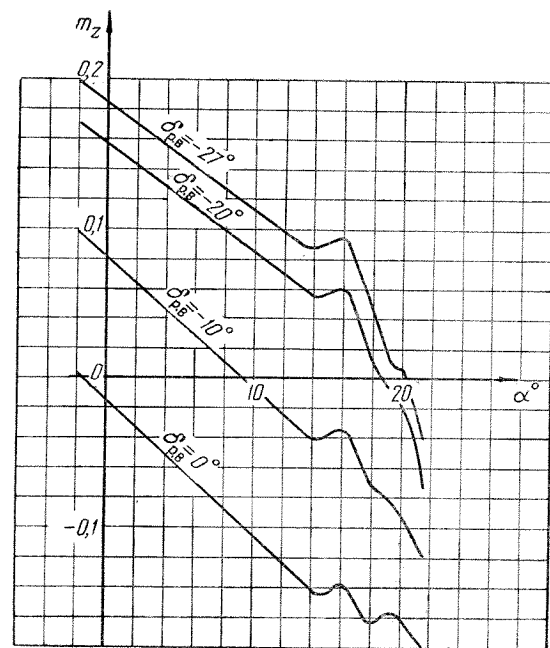
$$\bar{y}_T = \frac{y}{b_A}.$$

Индекс 1 соответствует центровке на графиках, индекс 2 — искомой центровке. Формула достаточно точна для значений угла атаки не более 15° .

На фиг. 68 — 75 показаны аналогичные графики коэффициентов момента крена и рысканья само-



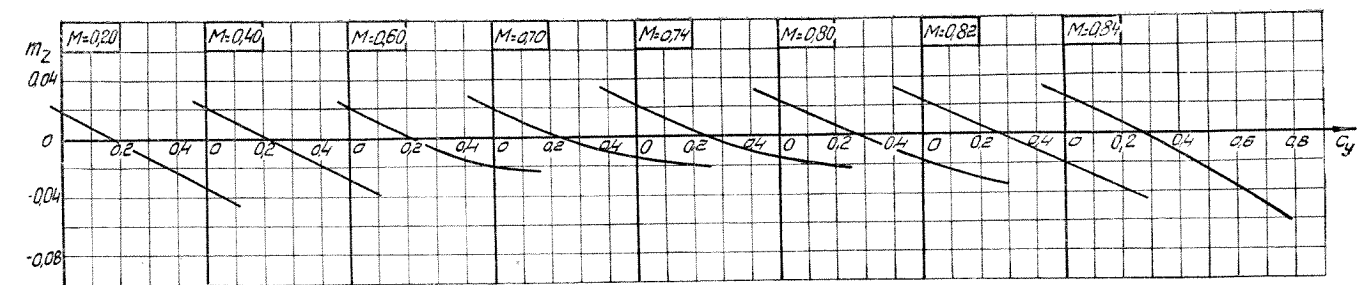
Фиг. 63. Коэффициент продольного момента самолета.
Центровка $\bar{x}_T = 25\% \text{ CAX}$; $\bar{y}_T = 0$; $M \approx 0,2$; $Re = 6,95 \cdot 10^6$;
 $\delta_{sh-z} = 0^\circ$; $\varphi_{CT} = -1^\circ 30'$.



Фиг. 64. Коэффициент продольного момента самолета.
Центровка $\bar{x}_T = 25\% \text{ CAX}$; $\bar{y}_T = 0$; $M \approx 0,2$; $Re = 6,82 \cdot 10^6$;
 $\delta_{sh-z} = 55^\circ$; $\varphi_{CT} = -1^\circ 30'$.

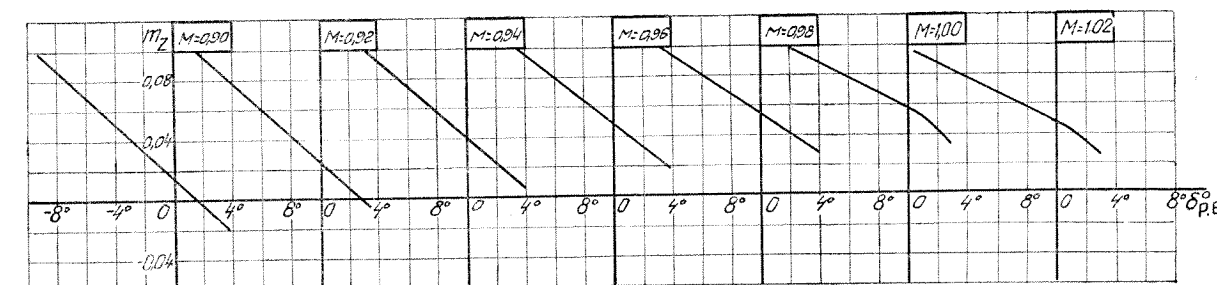
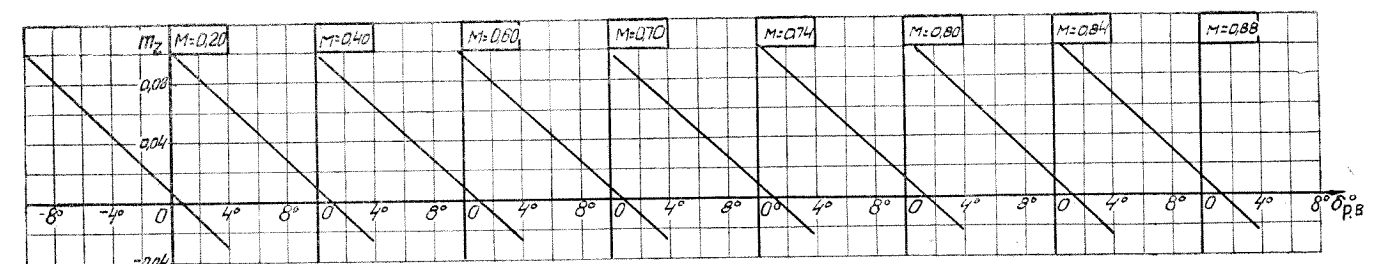
лета m_x и m_y . Эти графики также показывают, что самолет сохраняет боковую устойчивость, а элероны и руль поворота свою эффективность во всем диапазоне углов атаки и отклонений. При этом элероны эффективны также и во всем эксплуатационном диапазоне чисел M вплоть до $M = 0,92$.

При $M > 0,92$ эффективность элеронов резко меняется по числу M , при этом при малых значениях угла атаки ($\alpha = 1,5^\circ$) эффективность практически равна нулю при $M \approx 0,96 - 0,98$.



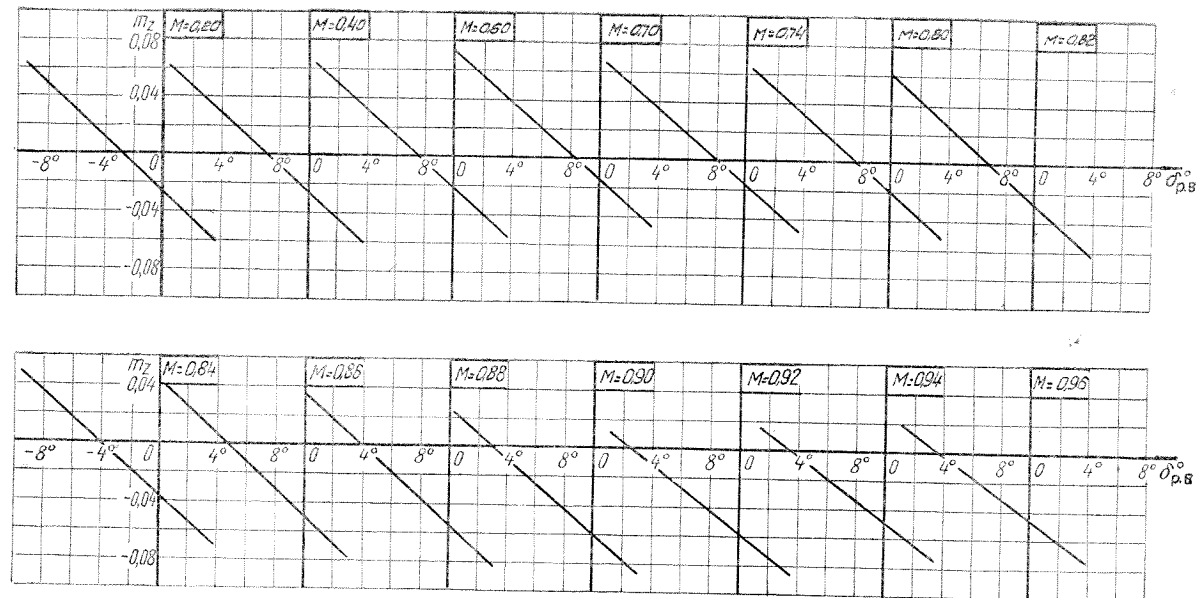
Фиг. 65. Коэффициент продольного момента самолета.

Центровка $\bar{x}_T = 25\% \text{ CAX}$; $\bar{y}_T = -3,7\% \text{ CAX}$;
 $\delta_{sh-z} = 0^\circ$; $\delta_{p.v} = 0^\circ$; $\varphi_{CT} = -1^\circ 30'$.

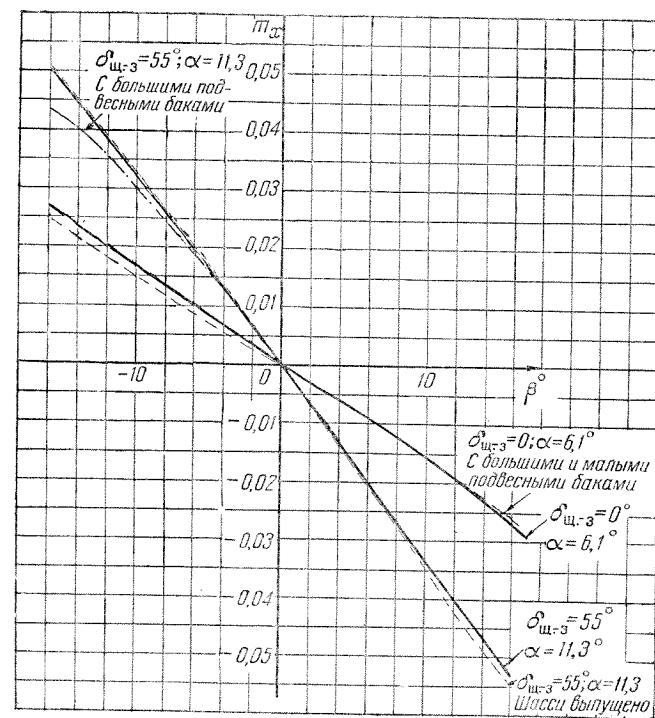


Фиг. 66. Коэффициент продольного момента самолета.

Центровка $\bar{x}_T = 25\% \text{ CAX}$; $\bar{y}_T = -3,7\% \text{ CAX}$;
 $\delta_{sh-z} = 0^\circ$; $\alpha = 1,5^\circ$; $\varphi_{CT} = -1^\circ 30'$.



Фиг. 67. Коэффициент продольного момента самолета.
Центровка $\bar{x}_T = 25\%$ САХ; $\bar{y}_T = -3,7\%$ САХ;
 $\delta_{ш-з} = 0^\circ$; $\alpha = 6^\circ$; $\varphi_{СТ} = -1^\circ 30'$.

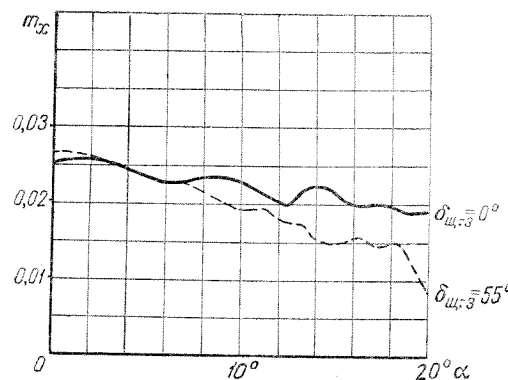


Фиг. 68. Коэффициент момента крена самолета. Угол поперечного V крыла равен -2° .
Центровка $\bar{x}_T = 25\%$ САХ; $\bar{y}_T = 0$; $M \approx 0,2$; $Re \approx 6,8 \cdot 10^6$;
 β — угол скольжения.

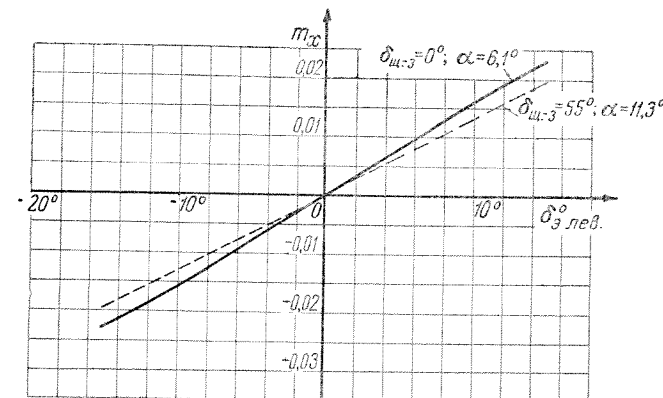
На фиг. 76 дан коэффициент боковой силы самолета c_z .

На фиг. 77 и 78 приводятся значения коэффициентов шарнирного момента руля высоты в зависимости от угла отклонения триммера. Шарнирные моменты элерона и руля поворота см. фиг. 180 и 181.

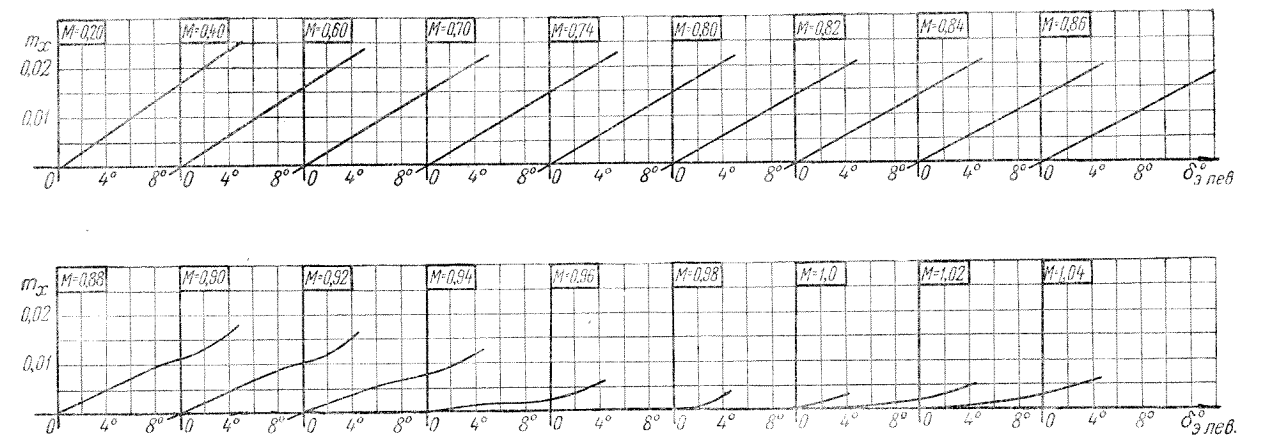
На фиг. 79 помещены кривые, показывающие значения чисел Re крыла модели в скоростной



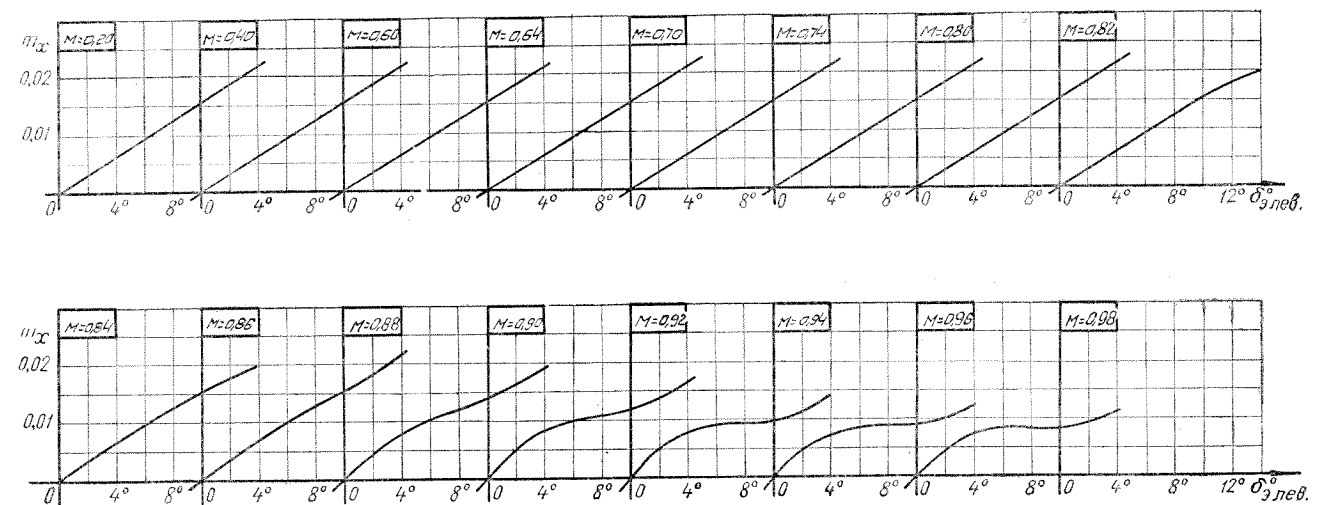
Фиг. 69. Коэффициент момента крена модели самолета при максимальном отклонении элеронов на угол $\delta_{э,лев} = +15^\circ$ (отклонены оба элерона). Центровка $\bar{x}_T = 20\%$ САХ;
 $\bar{y}_T = 2,9\%$ САХ; $M \approx 0,2$; $Re \approx 7,0 \cdot 10^6$.



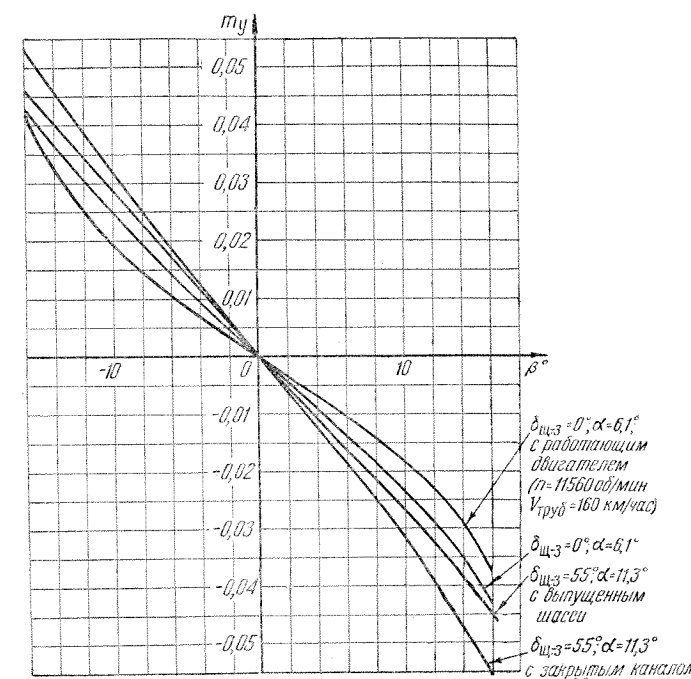
Фиг. 70. Коэффициент момента крена модели самолета (отклонены оба элерона). Центровка $\bar{x}_T = 20\%$ САХ;
 $\bar{y}_T = 2,9\%$ САХ; $M \approx 0,2$; $Re = 7,0 \cdot 10^6$.



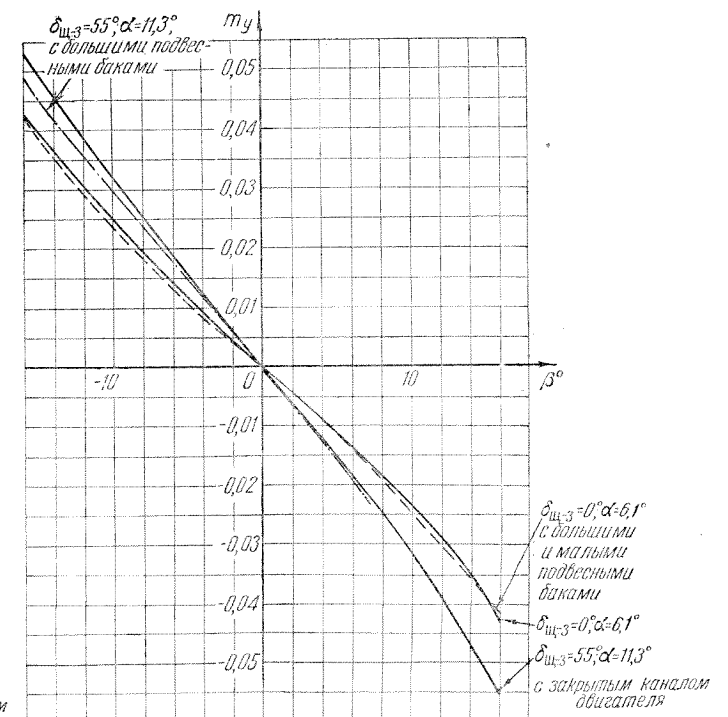
Фиг. 71. Коэффициент момента крена самолета (отклонены оба элерона).
Центровка $\bar{x}_T = 20\%$ САХ; $\bar{y}_T = -3,7\%$ САХ; $\alpha = 15^\circ$.



Фиг. 72. Коэффициент момента крена самолета (отклонены оба элерона).
Центровка $\bar{x}_T = 20\%$ САХ; $\bar{y}_T = -3,7\%$ САХ; $\alpha = 6^\circ$.



Фиг. 73. Коэффициент момента рысканья самолета.
Центровка $\bar{x}_T = 25\%$ САХ; $\bar{y}_T = 0$; $M \approx 0,2$; $Re \approx 6,9 \cdot 10^6$;
 β — угол скольжения.



Фиг. 74. Коэффициент момента рысканья самолета.
Центровка $\bar{x}_T = 25\%$ САХ; $\bar{y}_T = 0$; $M \approx 0,2$; $Re \approx 6,9 \cdot 10^6$;
 β — угол скольжения.

Перегрузки (знак +)

n_y . . . сила инерции направлена вниз (летчика прижимает к сиденью)
 n_x . . . сила инерции направлена вперед (скорость полета уменьшается, летчика отжимает от сиденья)
 n_z . . . сила инерции направлена в сторону правого крыла (летчика прижимает к правому борту)

Расстояния (знак +)

Приложение центра тяжести относительно САХ по высоте y_T — ц. т. ниже САХ.

На графиках аэродинамических характеристик коэффициент m_z отнесен к средней аэродинамической хорде крыла САХ $b_A = 2,12$ м; коэффициенты m_x и m_y — к размаху крыла $l = 10,08$ м; коэффициент m_{η} руля высоты — к средней аэродинамической хорде руля высоты по нормали к оси вращения; $b_{A.p.v} = 0,265$ м.

На графиках фигур пилотажа указаны углы отклонения правого элерона. Угловая скорость дается в радианах в секунду (угол в 1 радиан равен $57,3^\circ$).

Приводится также перечень обозначений некоторых скоростей и поправок к ним, употребляемых при переводе приборных скоростей в истинную и наоборот, а также формулы, связывающие их.

$$V = \frac{V_i}{\sqrt{\Delta}} (V_{пр} + \delta V_{инстр} + \delta V_a + \delta V_{сж} + \delta V_{криз}) \frac{1}{\sqrt{\Delta}},$$

где V — истинная скорость самолета;
 $V_i = V \sqrt{\Delta} = V_{из} + \delta V_{сж}$ — индикаторная скорость¹.

ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

$V_{из} = V_i - \delta V_{сж} = V_{пр.испр} + (\delta V_a + \delta V_{криз})$ — земная индикаторная скорость;
 $V_{из зем} = V_{пр.испр} + \delta V_a$ — земная индикаторная скорость без учета поправки на кризис;
 $V_{пр.испр} = V_{из} - (\delta V_a + \delta V_{криз}) = V_{пр} + \delta V_{инстр}$ — исправленная скорость по прибору;
 $V_{сп} = V_{пр.испр}$ — скорость по самописцу;
 $V_{пр}$ — скорость по прибору, по широкой стрелке;
 $\delta V_{инстр}$ — инструментальная поправка указателя скорости;
 δV_a — аэродинамическая поправка, учитывающая месторасположение ПВД на самолете;
 $\delta V_{сж}$ — поправка на сжимаемость воздуха;
 $\delta V_{криз} = \delta \bar{V}_{криз}$ $V_{из зам}$ — поправка на кризис ПВД;
 $M = \frac{V}{a}$ — число M полета, a — скорость звука.

¹ Формулы связи между V и V_i написаны в общем виде и годны как для фактических, так и для стандартных условий. Значения поправок $\delta V_{сж}$ и $\delta V_{криз}$, снятые с графиков (см. гл. VII), вводятся в формулы со своими знаками. Добавление к $V_{пр}$ поправки $\delta V_{сж}$ уменьшает значение V , а добавление $\delta V_{криз}$ (по фиг. 105) увеличивает V .

ГЛАВА VI

ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ И РАСХОДЫ ТОПЛИВА

На фиг. 82—101 и в табл. 19 и 20 приведены характеристики реактивного двигателя ВК-1, принятые ОКБ завода № 155 для аэродинамических расчетов, а также числа оборотов и расходы топлива, полученные в полете.

Максимальная тяга двигателя достигается (фиг. 82, 83, табл. 19) у земли на стоянке при $n = 11560$ об/мин и равна $P_0 = 2700$ кг. Тяга резко падает с высотой и, например, на высоте 15000 м $P = 450—550$ кг ($n = 11560$).

При постоянной высоте тяга несколько понижается до скорости $V_{ст} = 600—800$ км/час, а затем начинает плавно нарастать. Так, на высоте $H=0$ при $V_{ст} = 700$ км/час и $n = 11560$ об/мин $P = 2350$ кг ($0,87 P_0$).

Тяга резко падает с уменьшением числа оборотов двигателя. Минимальная тяга двигателя равна 75 кг при $n = 2500$ об/мин у земли; с высотой минимальное число оборотов двигателя заметно повышается.

На фиг. 84 показано, что в канале самолета МиГ-15бис двигатель теряет 7—9% при $n = 11560$ об/мин.

На фиг. 85—89 даны числа оборотов двигателя в зависимости от скорости и высоты при горизонтальном полете без подвесных баков и с подвесными баками по результатам испытаний на дальность.

Часовые расходы топлива двигателя (фиг. 90—94) резко изменяются в зависимости от высоты, скорости полета и числа оборотов (уменьшаются с увеличением высоты и уменьшением скорости и числа оборотов). Удельные расходы при постоянных оборотах (фиг. 95) также уменьшаются при увеличении высоты и уменьшении скорости. Начиная с больших высот ($H > 10000—11000$ м), удельный расход несколько повышается.

На фиг. 96 показаны удельные дроссельные расходы топлива при горизонтальном полете в зависимости от скорости и высоты полета (расчет по материалам летных испытаний).

Абсолютный минимальный удельный расход топлива достигается у земли на стоянке при $n = 10870$ об/мин и равен $C_{e \min} = 1,05$ кг/кг час (см. фиг. 83).

Минимальный удельный расход топлива в гори-

Таблица 19

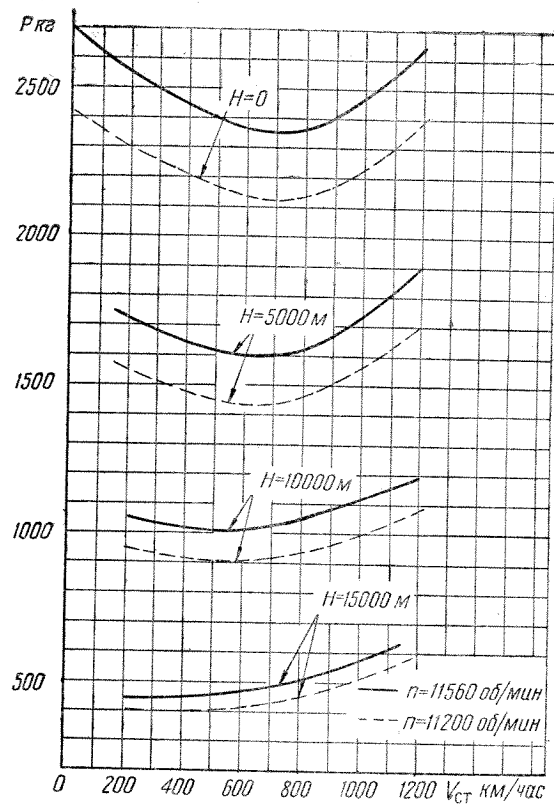
Характеристика двигателя (принятая для аэродинамических расчетов) в стандартных условиях

Режим работы двигателя	Число оборотов в об/мин	Тяга на стенде в кг	Часовой расход топлива на стенде в кг/час	Удельный расход топлива на стенде в $\frac{кг}{кг/час}$	Допустимое время работы в мин.	Расчетный расход воздуха при $V=0$ и $H=0$ в кг/сек
Боевой, взлетный	$11560 \pm \begin{smallmatrix} 40 \\ -20 \end{smallmatrix}$	$2700 \pm \begin{smallmatrix} 40 \\ -54 \end{smallmatrix}$ неогр.	2890	$1,07 \pm 0,03$	**	51
Номинал	11200	2400	2550	1,06	60	49,5
Крейсерский	10870	2160	2270	1,05	Не ограничено	48
Холостой ход на стоянке	2500 ± 100	75	350*	4,67*	10	—
Режим малого газа при давлении топлива 5 кг/см ²	—	—	—	—	Не ограничено	—

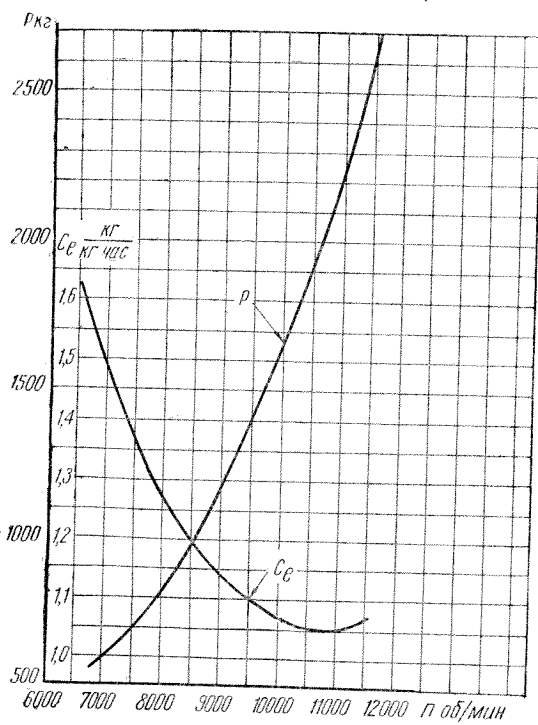
Дополнительный расход воздуха через канал для обдува двигателя при $H=0$ и V_{max} — до 1,5—2,0 кг/сек.

* По данным завода, изготовляющего двигателя, $Q_{хол.ход}$ должно быть не выше 450 кг/час.

** 5 мин. на высоте менее (и равной) 10000 м (в горизонтальном полете), 10 мин. на высоте более 10000 м (в горизонтальном полете), 10 мин. в наборе высоты на всех высотах.



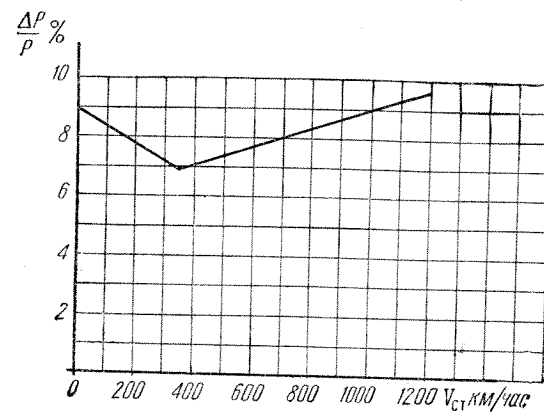
Фиг. 82. Тяга двигателя ВК-1 (принятая в аэродинамическом расчете).



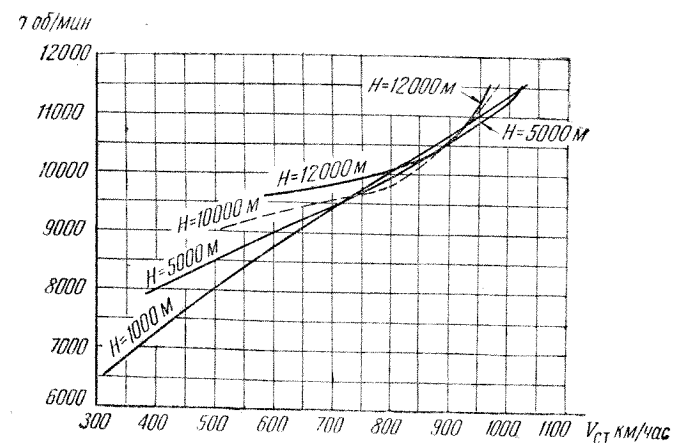
Фиг. 83. Стендовая характеристика двигателя ВК-1. (При \$n=11200\$ об/мин; \$C_e=1,06\$ кг/кг час).

зонтальном полете получается на высоте 12000 м при \$V_{ст}=900\$ км/час (\$V_{пр}=480\$) и может быть еще несколько меньшим на большей высоте.

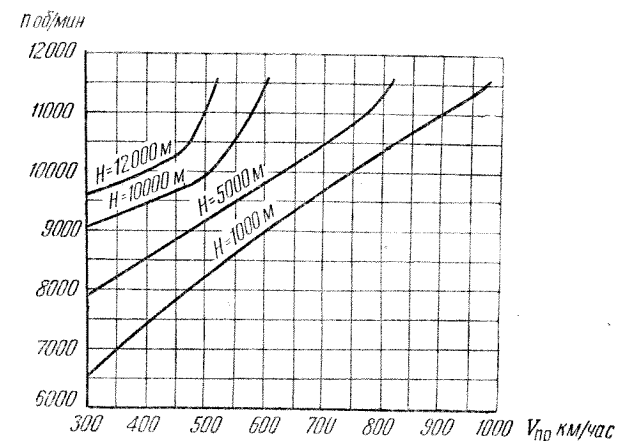
Абсолютный максимальный удельный расход топлива получается (см. фиг. 96), исключая режим малого газа, в горизонтальном полете на высоте 1000 м при \$V_{ст}=370\$ км/час (\$V_{пр}=355\$) и равен 2,27 кг/кг час (на высоте 0 м расход будет больше; данные отсутствуют).



Фиг. 84. Потери тяги в канале двигателя ВК-1.



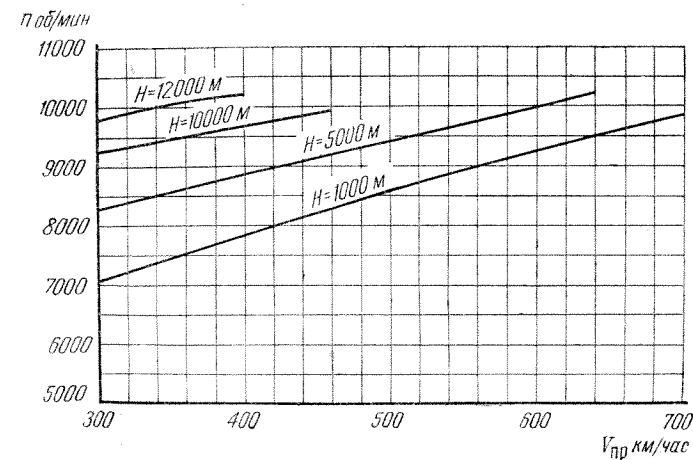
Фиг. 85. Число оборотов двигателя при горизонтальном полете по испытаниям на дальность (скорость \$V_{ст}\$).



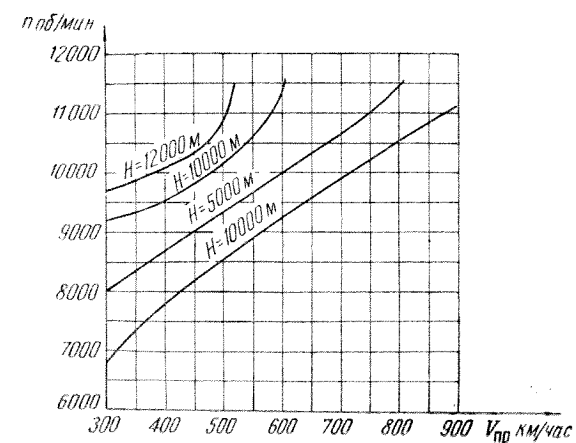
Фиг. 86. Число оборотов двигателя при горизонтальном полете по испытаниям на дальность (скорость \$V_{пр}\$).

При постоянных оборотах максимальные удельные расходы получаются на скоростях около 1000 км/час (см. фиг. 95).

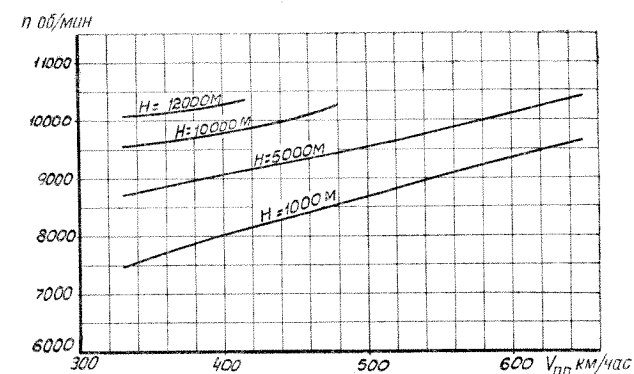
На фиг. 97 показано изменение часовых и удельных расходов топлива, отнесенных соответственно к расходу топлива на номинальном режиме при \$n=11200\$ об/мин в зависимости от тяги двигателя, отнесенной к тяге на номинальном режиме. Этот график приближенно действителен для всех высот полета. График используется для определения расходов топлива двигателя, установленного



Фиг. 87. Число оборотов двигателя при горизонтальном полете с малыми подвесными баками \$2 \times 260\$ л (по испытаниям на дальность).



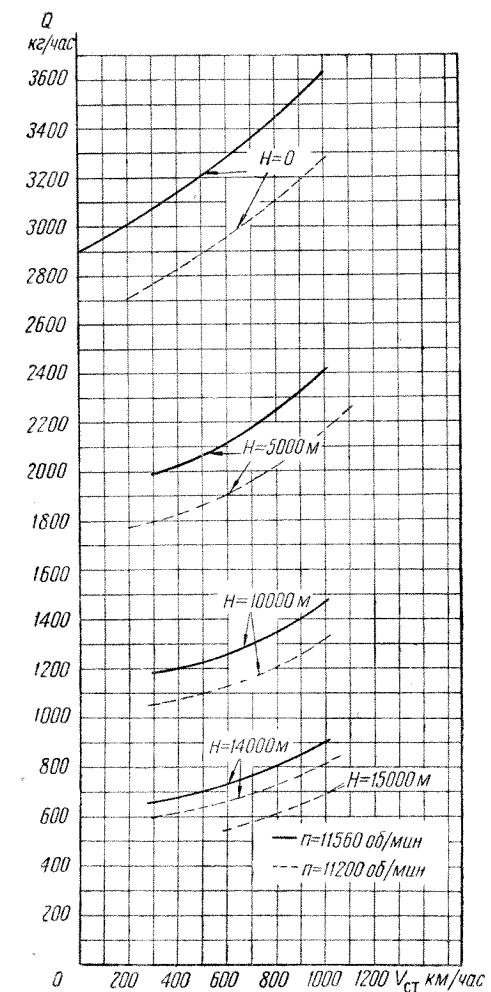
Фиг. 88. Число оборотов двигателя при горизонтальном полете с малыми подвесными баками \$2 \times 300\$ л (по испытаниям на дальность).



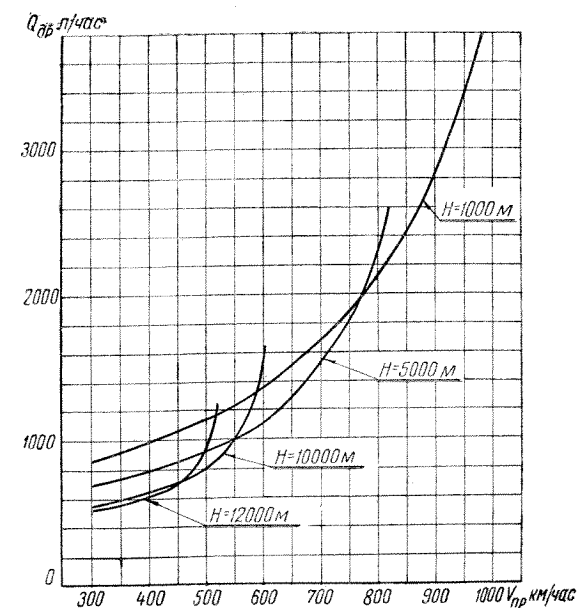
Фиг. 89. Число оборотов двигателя при горизонтальном полете с большими подвесными баками (по испытаниям на дальность) самолета МиГ-15Сбис.

на самолете, при расчете дальности полета до летных испытаний.

Для определения расхода топлива при заданной скорости и высоте полета вычисляется потребная тяга, к ней добавляются потери тяги в канале двигателя; сумма дает дроссельную тягу двигателя. Относя тягу к номинальной тяге (при \$n=11200\$) на той же скорости и высоте, получаем относительную дроссельную тягу \$\frac{P_{др}}{P_{ном}}\$, по ней

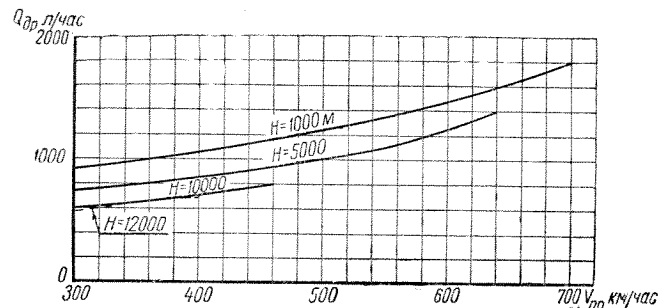


Фиг. 90. Часовые расходы топлива двигателя ВК-1 (принятые в аэродинамическом расчете).

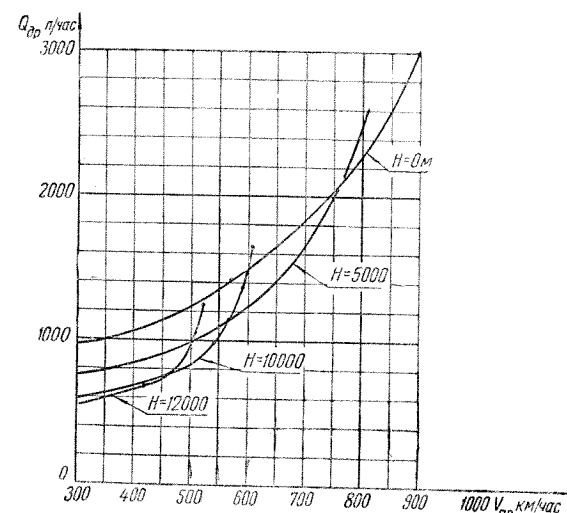


Фиг. 91. Дроссельные часовые расходы топлива (при горизонтальном полете без подвесных баков).

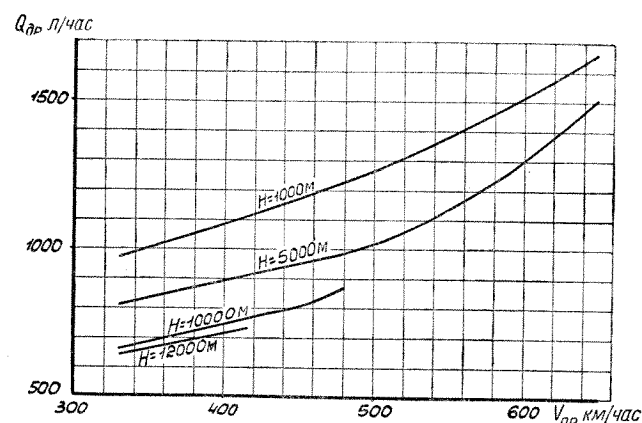
с фиг. 97 снимаем отношение \$\frac{Q_{др}}{Q_{ном}}\$ и, умножив его на номинальный расход на тех же \$V\$ и \$H\$, получаем искомый дроссельный расход топлива.



Фиг. 92. Дроссельные часовые расходы топлива при горизонтальном полете с малыми подвесными баками 2×260 л (до сбрасывания баков).



Фиг. 93. Дроссельные часовые расходы топлива при горизонтальном полете с малыми подвесными баками 2×300 л (до сбрасывания баков).



Фиг. 94. Дроссельные часовые расходы топлива при горизонтальном полете с большими подвесными баками (до сбрасывания баков) МиГ-15Сбис.

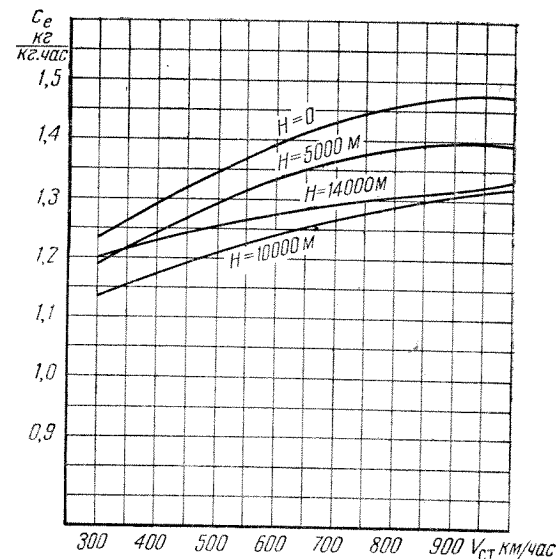
Пример. $H = 10000$ м, $V_{ст} = 700$ км/час ($V_{пр} = 420$), $G = 4690$ кг (без подвесных баков).

По аэродинамическому расчету (см. фиг. 80) $P_{потр} = 380$ кг.

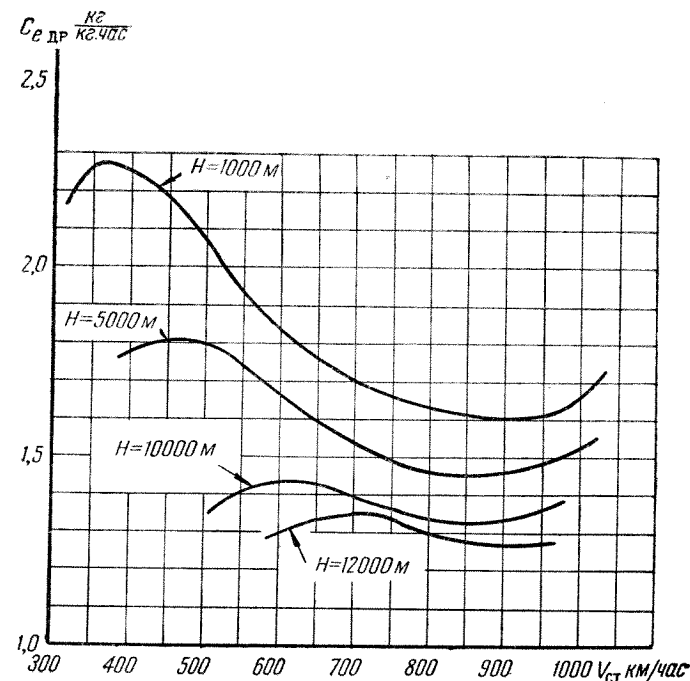
По фиг. 84 $\frac{\Delta P_{кан}}{P} = 0,08$.

Отсюда

$$P_{двиг. дрос} = \frac{P_{потр}}{1 - \frac{\Delta P_{кан}}{P}} = \frac{380}{1 - 0,08} = 413 \text{ кг.}$$



Фиг. 95. Удельные расходы топлива для двигателя ВК-1; $n = 11560$ и 11200 об/мин.



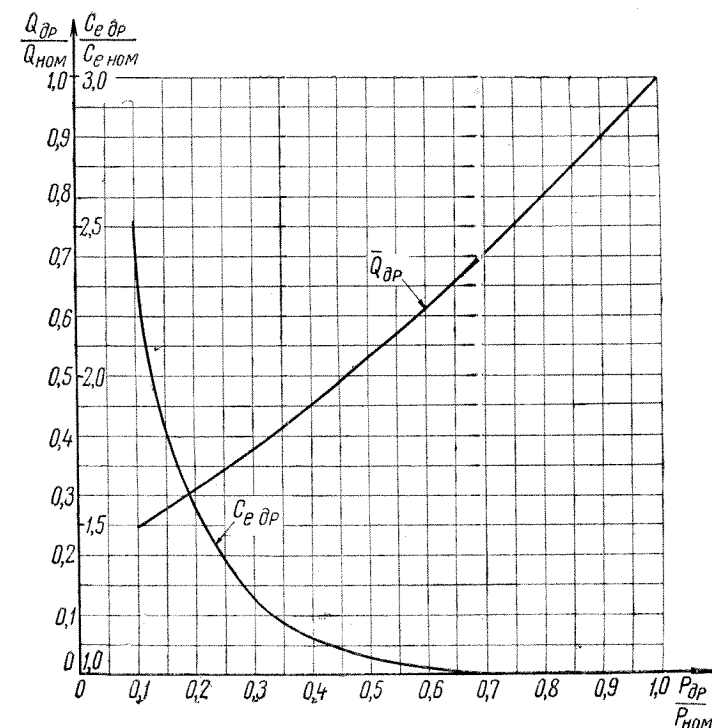
Фиг. 96. Удельные дроссельные расходы топлива при горизонтальном полете без подвесных баков.

По фиг. 82 $P_{двиг. ном} = 920$ кг, откуда $\frac{P_{др}}{P_{ном}} = \frac{413}{920} = 0,449$.

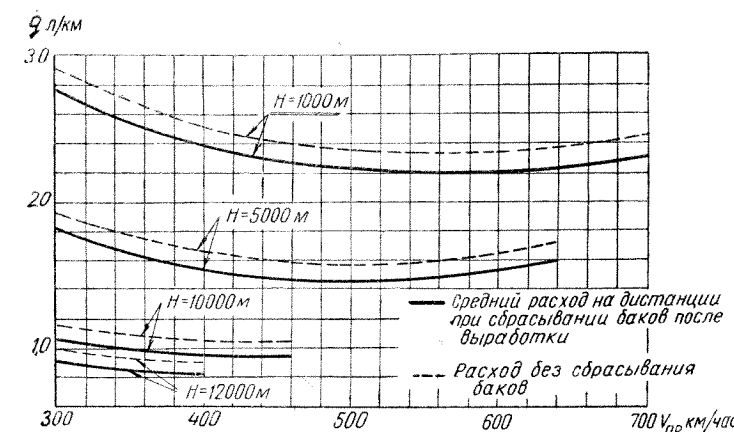
По фиг. 97 $\frac{Q_{др}}{Q_{ном}} = 0,49$ и по фиг. 98 $Q_{ном} = 1160$ кг/час.

Окончательно $Q_{дрос} = 1160 \cdot 0,49 = 568$ кг/час.

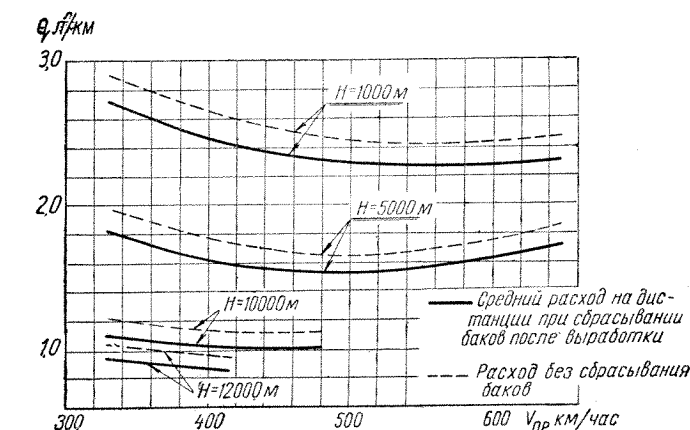
В случае остановки двигателя в полете он надежно запускается на следующих высотах и скоростях полета (табл. 20). С увеличением скорости условия запуска ухудшаются.



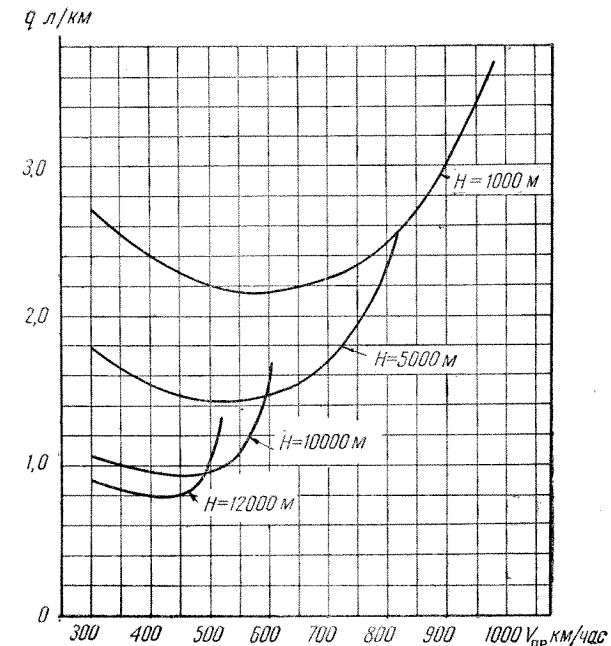
Фиг. 97. Относительные дроссельные расходы топлива двигателя ВК-1 (— часовые; C_e — удельные).



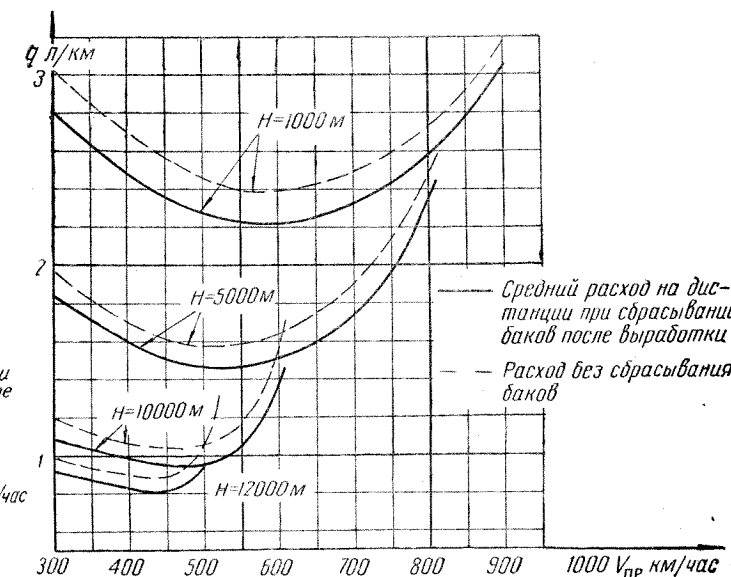
Фиг. 99. Километровый расход топлива на горизонтальном участке полета с малыми подвесными баками (2×260 л).



Фиг. 101. Километровый расход топлива на горизонтальном участке полета с большими подвесными баками для самолета МиГ-15Сбис.



Фиг. 98. Километровый расход топлива на горизонтальном участке полета без подвесных баков.



Фиг. 100. Километровый расход топлива на горизонтальном участке полета с малыми подвесными баками (2×300 л).

Таблица 20

Высота в м	Скорость по прибору в км/час	Обороты неработающего (авторотирующего) двигателя в об/мин
6000	300—320	800—950
5000	300—400	800—1150
4000	300—450	800—1230
3000	300—500	800—1350

На фиг. 99—101 показаны зависимости километровой расхода топлива от скорости полета для различных вариантов самолета.

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ГРАФИКИ ПЕРЕВОДА $V_{пр}$ В $V_{ст}$ И М И ГРАФИКИ ПОПРАВОК К ЛЕТНЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

На фиг. 102—116 приведены: а) графики перевода приборных скоростей в стандартные и соответствующие им числа М; б) график поправок на кризис ПВД; в) графики поправок к летным характеристикам при полете в нестандартной атмосфере (влияние температуры, давления, ветра) и при изменении числа оборотов двигателя и полетного веса самолета.

На фиг. 102 дан график для перевода приборных скоростей в стандартные при различных фактических температурах воздуха¹.

По этому графику можно найти:

- а) $V_{пр}$ по $V_{ист}$, H и $t_{ф}^{\circ}C$ или
- б) $V_{ист}$ по $V_{пр}$, H и $t_{ф}^{\circ}C$.

Пользование графиком показано стрелками.

Например, при заданных $t_{ф} = -26^{\circ}C$, $H = 3250$ м и $V_{пр} = 540$ км/час проводим первую вертикальную линию из точки $t = -26^{\circ}C$ (на нижней горизонтали левой половины графика) до пересечения ее с заданной высотой H (точка a) и вторую вертикальную линию из точки $V_{пр} = 540$ км/час (на нижней горизонтали правой половины); пересечение горизонтальной линии от точки a с вертикальной линией от точки $V_{пр} = 540$ дает значение истинной скорости $V_{ист} = 605$ км/час. Таким же путем по заданным $t_{ф} = -10^{\circ}C$, $H = 4700$ м и $V_{ист} = 540$ км/час получаем $V_{пр} = 427$ км/час.

На фиг. 103 приведен аналогичный график перевода приборных скоростей в числа М; этот график действителен для полета при любой температуре воздуха.

На фиг. 104 показана зависимость максимальных приборных скоростей горизонтального полета самолета при $n = 11560$ об/мин от температуры воздуха $t_{зам}$, замеряемой термометром с насадком полного торможения, по расчету $t_{зам}^{\circ}C \approx t_{ф}^{\circ}C + (273 + t_{ф}^{\circ}C) \cdot 0,19$ м², где $t_{ф}$ — фактическая температура воздуха в $^{\circ}C$.

Графиком пользуются таким образом. Предположим, что летчик в горизонтальном полете при $n = 11560$ об/мин на высоте 3000 м записал пока-

зание термометра $t_{зам} = 40^{\circ}C$ и некоторую скорость по указателю скорости. Отложив $t_{зам} = 40^{\circ}$ на горизонтальной оси графика (см. фиг. 104), проводим через эту точку вертикаль до пересечения с кривой высоты 3000 м, а затем от точки пересечения горизонталь до вертикальной шкалы скоростей графика. Полученное значение скорости $V_{пр} = 917$ км/час летчик должен был видеть на указателе скорости в полете.

Пользование графиком показано также стрелками.

Графики фиг. 102, 103 и 104 даны с учетом следующих поправок на показания указателя скорости:

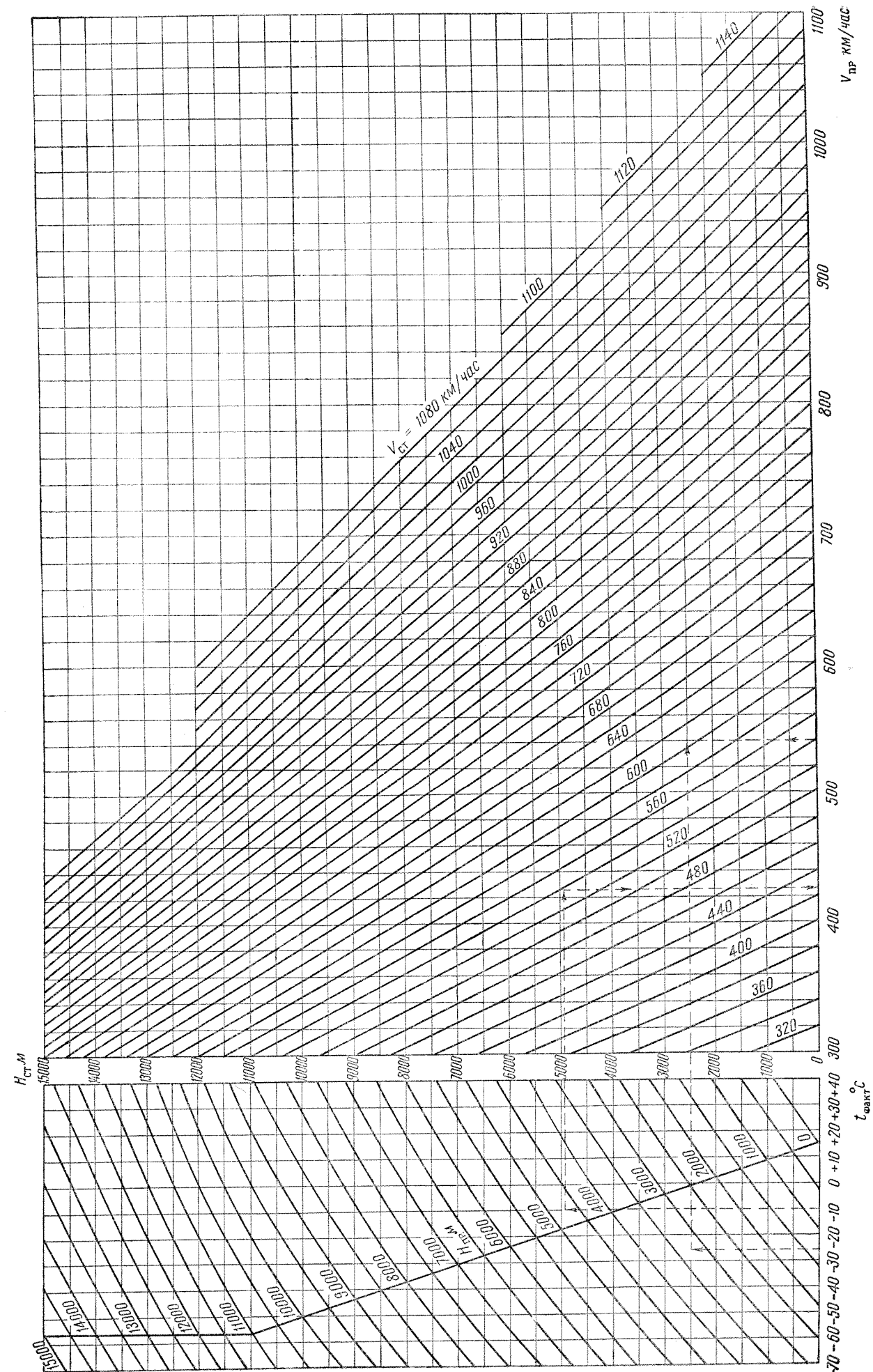
- а) инструментальная поправка $\delta V_{инстр} \approx 0$;
- б) аэродинамическая поправка (учитывающая месторасположение ПВД на самолете) $\delta V_a \approx 0$;
- в) поправка на сжимаемость воздуха $\delta V_{сж}$ (см., например, „Руководство по летным испытаниям самолетов“ ЛИИ МАП и НИИ ВВС, вып. 1, „Методика определения скорости и высоты полета и температуры воздуха“ под редакцией В. А. Булинского и М. А. Тайца, изд. 1949 г., секретно, стр. 57 и 58);

г) поправка на кризис ПВД $\delta V_{криз}$ (см. фиг. 105).

На фиг. 106—116 приведены графики для оценки влияния на наивыгоднейшую скорость набора высоты, максимальную вертикальную скорость, разбег (взлетную дистанцию) и пробег самолета температуры и давления воздуха, оборотов двигателя, полетного веса и скорости ветра (по расчету).

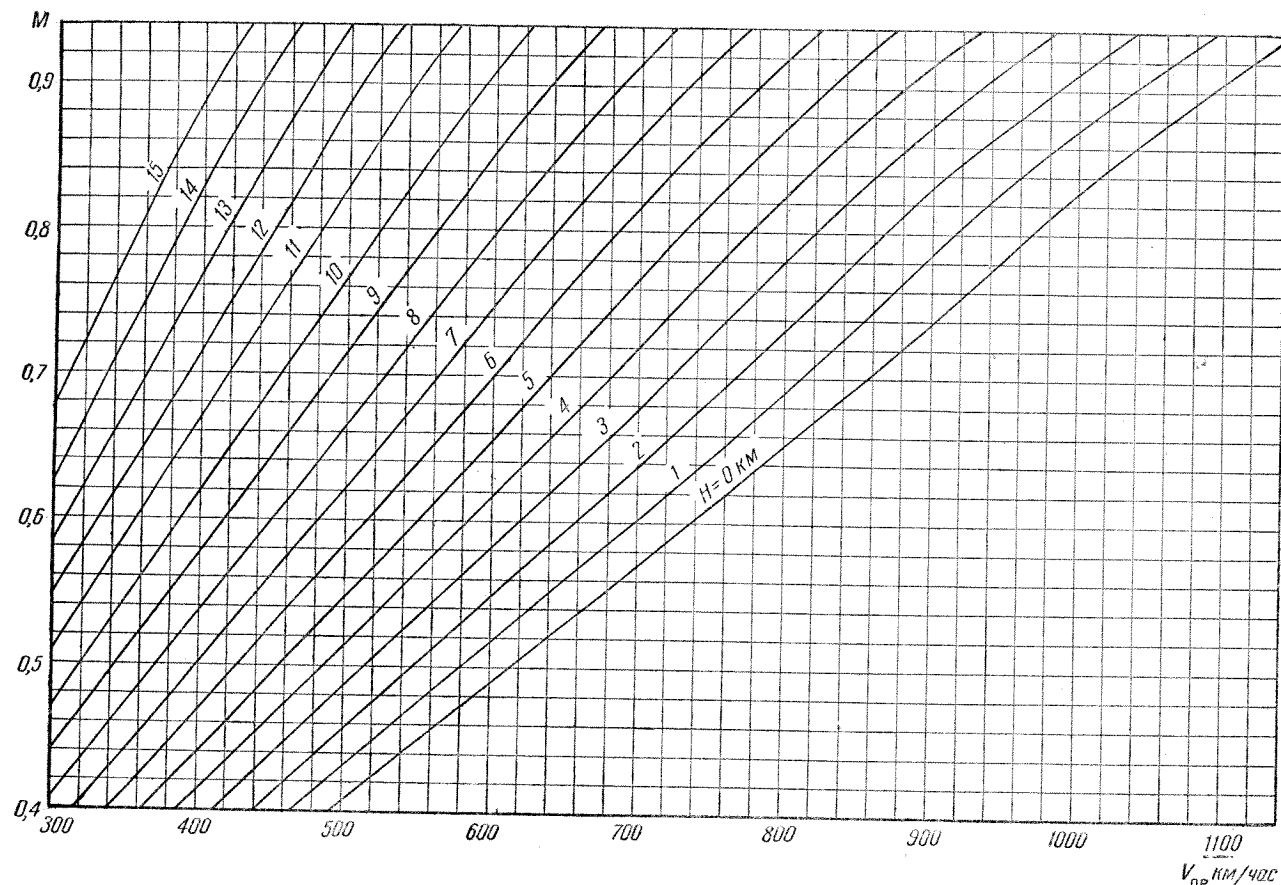
На графике фиг. 116 дана зависимость длины разбега и пробега от скорости ветра. Для определения по графику фиг. 116 длины разбега (или пробега) при наличии ветра следует определить по величинам скорости ветра w и скорости отрыва $V_{отр}$ (или посадки $V_{пос}$) поправочный коэффициент K_w ; длина разбега при ветре находится по формуле $L_w = K_w L_{w=0}$. При расположении аэродрома над уровнем моря предварительно скорость ветра w приводится к условиям $H = 0$ по формуле $w = w \sqrt{\Delta}$, где Δ — относительная плотность воздуха.

По найденному значению w_0 и скорости отрыва самолета и находится коэффициент K_w по графику фиг. 116.

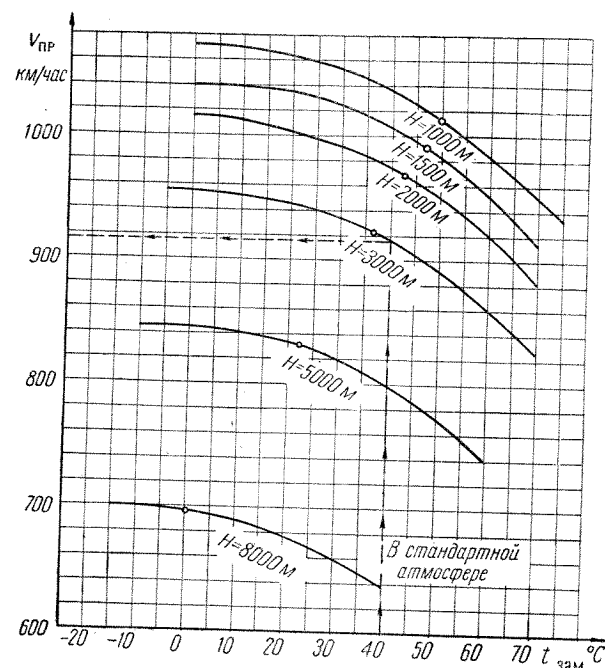


Фиг. 102. График перевода скорости полета по прибору в истинную и обратно (при полете без подвесных баков). (Пользование графиком при полете с подвесными баками см. гл. IV, § 2, «Дальность»).

¹ На самолете МиГ-15 установлен приемник воздушного давления (серийный ПВД) типа НИСО с полусферической головкой.



Фиг. 103. Скорость полета по прибору в зависимости от числа M по высотам (без подвесных баков).

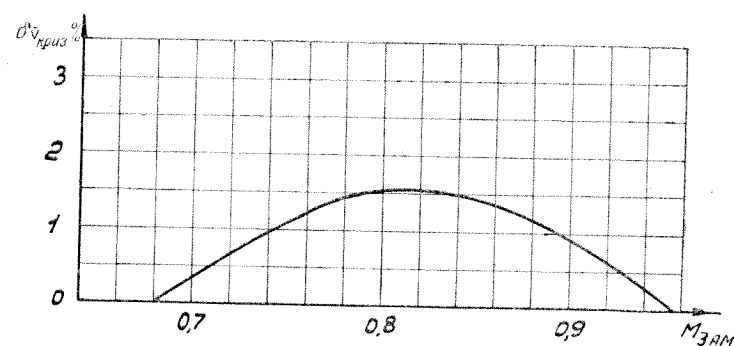


Фиг. 104. Максимальные приборные горизонтальные скорости самолета в зависимости от температуры воздуха, замеренной термометром с насадком полного торможения; $n=11560$ об/мин.

Для подсчета практического потолка самолета в зависимости от оборотов двигателя и температуры воздуха можно пользоваться приближенными формулами: $H = 15500 - \delta H$ м;

$$\delta H = \left(1,54 \frac{\delta n}{11560} - 0,77 \frac{\delta T}{216,5} \right) 15500 \text{ м};$$

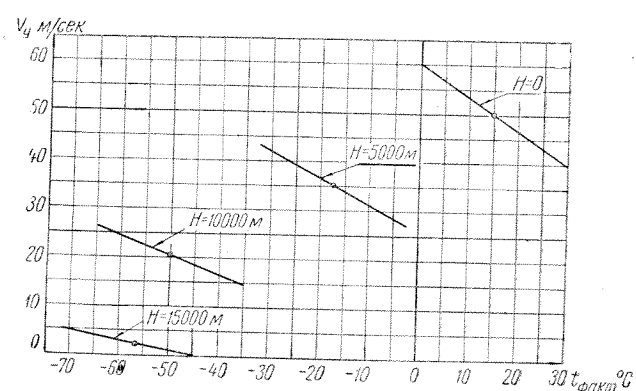
$$\delta n = 11560 - n \text{ об/мин}; \delta T = 216,5 - T.$$



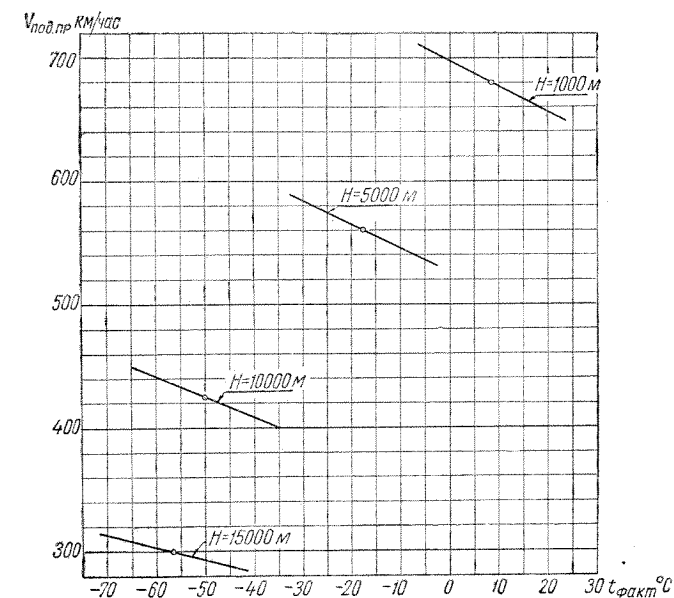
Фиг. 105. Относительная поправка на криз серийного ПВД НИСО с полусферической головкой на самолете МиГ-15.

$$M_{\text{зам}}^{\text{кр}} = (V_{\text{пр}} + \delta V_{\text{инстр}} + \delta V_a + \delta V_{\text{ск}}) \frac{1}{a \sqrt{\Delta}}$$

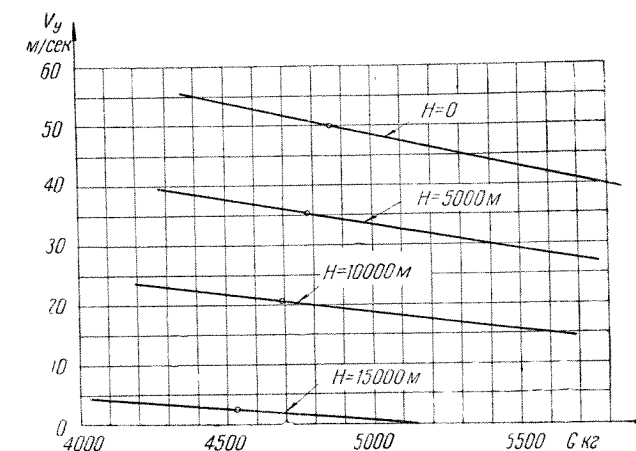
(замеренное число M).



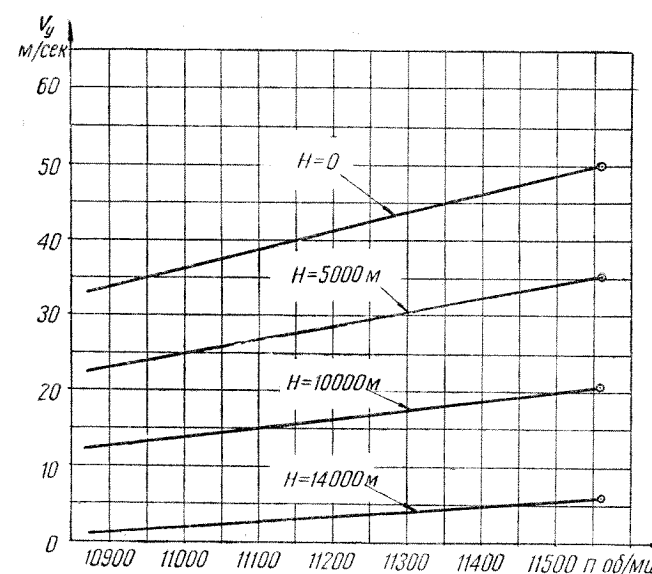
Фиг. 106. Зависимость наивыгоднейшей скорости набора высоты от температуры наружного воздуха и высоты полета; $n=11560$ об/мин.



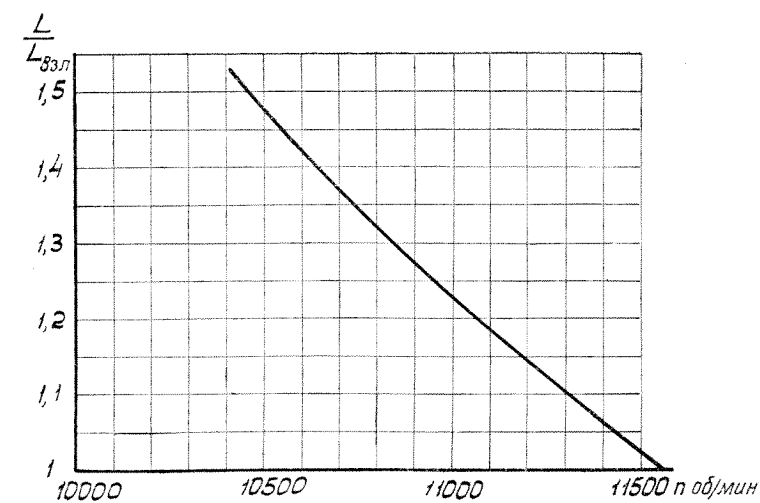
Фиг. 107. Зависимость максимальной вертикальной скорости от температуры наружного воздуха и высоты полета; $n=11560$ об/мин.



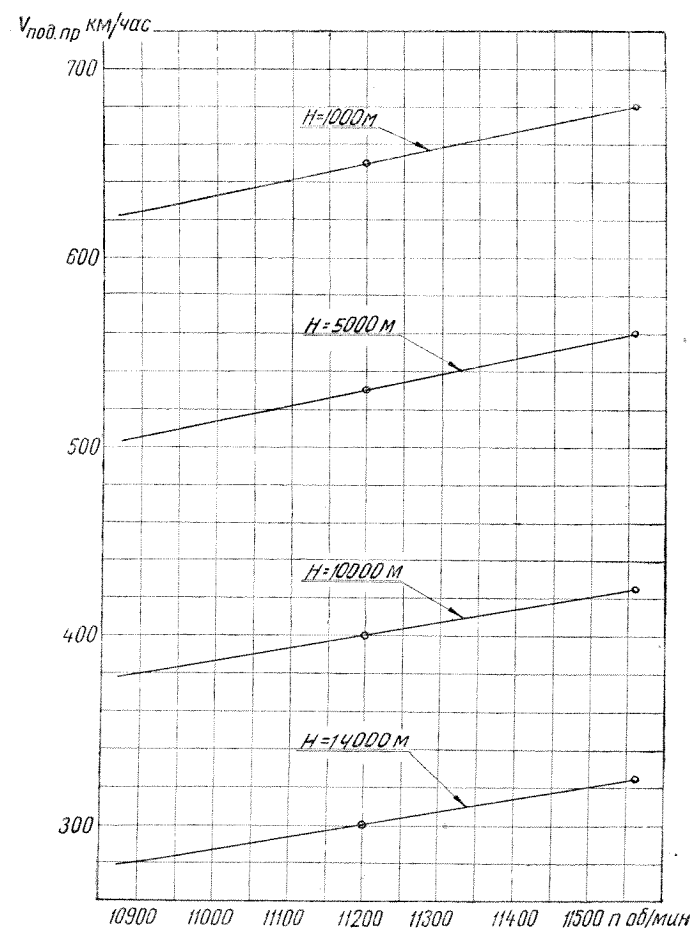
Фиг. 108. Зависимость максимальной вертикальной скорости от веса самолета и высоты полета; $n=11560$ об/мин.



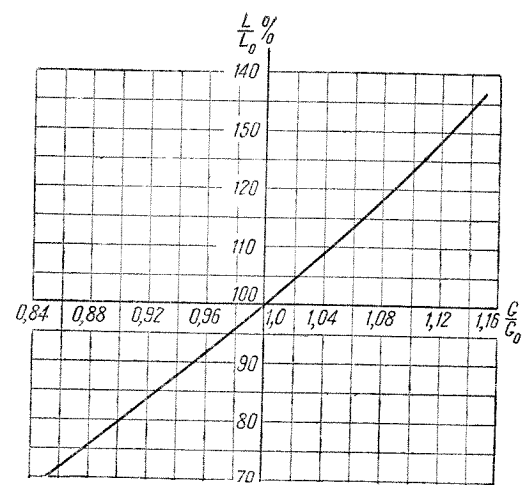
Фиг. 110. Зависимость максимальной вертикальной скорости от числа оборотов двигателя и высоты полета.



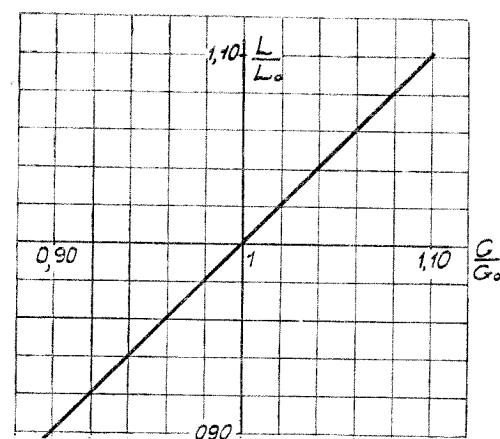
Фиг. 111. Относительное изменение длины разбега при изменении числа оборотов двигателя ($L_{\text{взл}}$ — длина разбега при $n_{\text{взл}} = 11560$ об/мин).



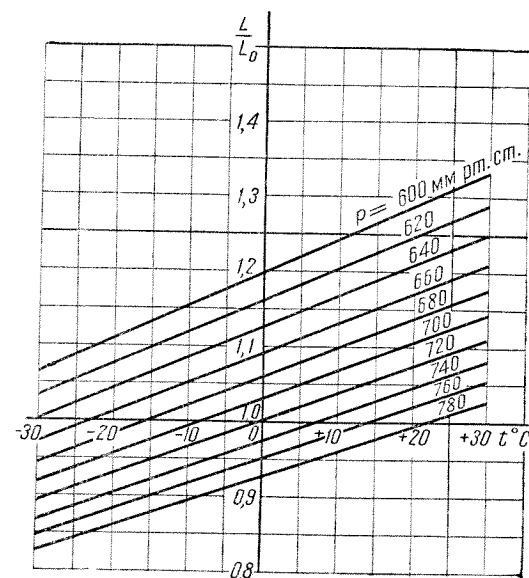
Фиг. 109. Зависимость наивыгоднейшей скорости набора высоты от числа оборотов двигателя и высоты полета.



Фиг. 112. Относительное изменение длины разбега и взлетной дистанции при изменении полетного веса самолета. (G_0 и L_0 —исходный, т. е. известный, вес и длина разбега или взлетная дистанция).



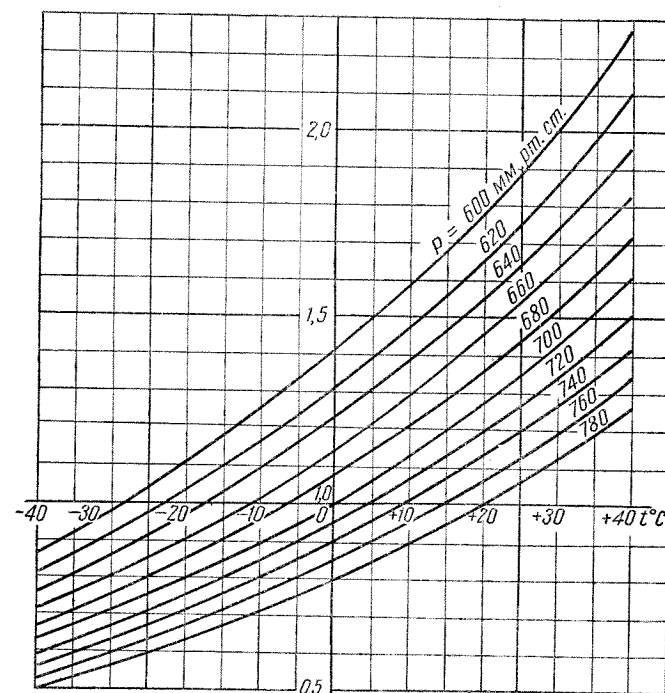
Фиг. 114. Относительное изменение длины пробега при изменении полетного веса самолета. (G_0 и L_0 —исходный, т. е. известный, вес и длина пробега).



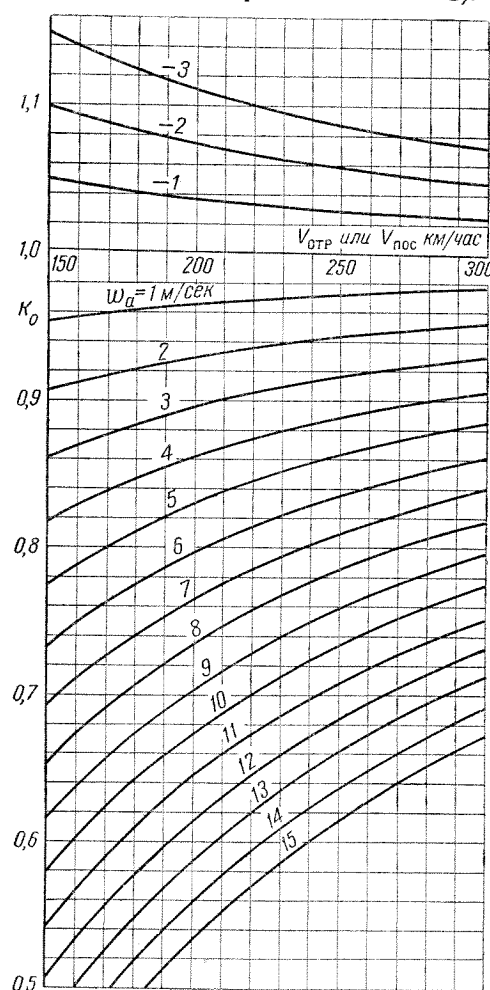
Фиг. 115. Относительное изменение длины пробега при изменении давления и температуры наружного воздуха;

$$\frac{L}{L_0} = \frac{760(273 + t^\circ\text{C})}{288p \text{ мм рт. ст.}}$$

(L_0 —длина пробега при стандартных условиях при $p=760$ мм рт. ст. и $t=15^\circ\text{C}$).



Фиг. 113. Относительное изменение длины разбега при изменении давления и температуры наружного воздуха. (L_0 —длина разбега при стандартных условиях при $p=760$ мм рт. ст. и $t=15^\circ\text{C}$).



Фиг. 116. Зависимость длины разбега и пробега от скорости ветра;

$$L_w = K_w L_{w=0}$$

$w_0 >$ при взлете и посадке против ветра;
 $w_0 <$ при взлете и посадке по ветру.

ГЛАВА VIII

ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

Ниже приведены весовые и центровочные данные вариантов самолета МиГ-15бис с ВК-1.

Табл. 21. Вес и центровка самолета МиГ-15бис с радиостанцией РСИ-6, с крылом исходной жесткости и колесами с колодочными тормозами.

Табл. 22. Вес и центровка самолета МиГ-15бис с радиостанцией РСИ-6 и с ОСП-48.

Табл. 23. Вес и центровка самолета МиГ-15бис с ОСП-48, с радиостанцией РСИУ-3

Табл. 24 и 25. Вес и центровка самолета МиГ-15бис в варианте сопровождения (МиГ-15Сбис).

Табл. 26. Вес крупных отъемных частей и некоторых агрегатов.

Табл. 27. Центровочные данные нагрузки и оборудования самолета МиГ-15бис.

Примечание. В табл. 22—26 приведены веса самолета МиГ-15бис с крылом повышенной жесткости и колесами камерного торможения.

На фиг. 117 показано расположение САХ с указанием положения центровочных осей x и y .

На фиг. 118 и 119 изображены кривые изменения центровки самолета в полете от выгорания горючего и расхода патронов для центровок, приведенных в табл. 21 и 22.

Таблица 21

Вес и центровка самолета МиГ-15бис с радиостанцией РСИ-6, с крылом исходной жесткости и колесами с колодочными тормозами

№ по пор.	Наименование	Пустой самолет в кг	Груз в носовой части фюзеляжа в кг	Нагрузка в кг								Вес самолета в кг	Центровка в % САХ	
				топливо $\gamma = 0,83$				подвесные баки или бомбы	патроны	экипаж	нагрузка		шасси выпущено	шасси убрано
				бак № 1 1245 л	бак № 2 155 л	подвесные баки	всего							
1	Самолет с нормальной нагрузкой	3563	20	1035	127	—	1162	—	118	97	1377	4960	23,6	22,6
2	Самолет с предельно передней центровкой	3563	20	755	—	—	755	—	118	97	970	4553	22,4	21,3
3	Самолет перед посадкой без топлива, но с патронами . .	3563	20	—	—	—	—	—	118	97	215	3798	28,4	27,1
4	Самолет перед посадкой без топлива и патронов	3563	20	—	—	—	—	—	—	97	97	3680	31,7	30,6
Перегрузочные варианты														
1	Самолет с подвесными баками (2 × 260 л)	3563	20	1035	127	432	1594	32	118	97	1841	5424	24,9	24,0
2	Самолет с нормальной нагрузкой при подвеске бомб 2 × 100 кг	3564	20	1035	127	—	1162	200	118	97	1577	5161	24,1	23,1

Примечания. 1 Замки подвески баков учтены в весе пустого самолета.

2. В весе пустого самолета при подвеске бомб, помимо замков подвески, учтены и упоры.

3. Отсутствие гидросистемы элеронов уменьшает вес самолета на 35 кг, сдвигает центр тяжести самолета к хвосту на 0,2—0,3% САХ.

4. Порядок выработки топлива:

а) без подвесных баков: из бака № 1—337 л; полностью бак № 2—155 л; из бака № 1—908 л;

б) с подвесными баками 2 \times 260 л: из бака № 1—100 л; полностью подвесные баки—2 \times 260 л; из бака № 1—227 л; полностью бак № 2—155 л; из бака № 1—908 л.

Вес и центровка самолета МиГ-15бис с радиостанцией РСИ-6 и с ОСП-48

Таблица 22

№ по пор.	Наименование	Пустой самолет в кг	Груз в носу фюзеляжа в кг	Нагрузка в кг								Вес самолета в кг	Центровка в % САХ	
				топливо $\gamma = 0,83$				подвесные ба- ки или бомбы	патроны	экипаж	нагрузка		шасси выпущено	шасси убрано
				бак № 1 1245 л	бак № 2 167 л	подвесные баки	всего							
1	Самолет с нормальной на- грузкой	3636	20	1035	138	—	1173	—	118	97	1388	5044	24,3	23,3
2	Самолет с предельно перед- ней центровкой	3636	20	755	—	—	755	—	118	97	970	4626	22,9	21,6
3	Самолет перед посадкой без топлива, но с патронами . .	3636	20	—	—	—	—	—	118	97	215	3871	29,0	27,7
4	Самолет перед посадкой без топлива и патронов	3636	20	—	—	—	—	—	—	97	97	3753	32,4	31,0
Перегрузочные варианты														
1	Самолет с подвесными ба- ками	3636	20	1035	138	432	1605	32	118	97	1852	5508	25,7	24,8
2	Самолет с нормальной на- грузкой при подвеске бомб 2×100 кг	3637	20	1035	138	—	1173	200	118	97	1588	5245	24,9	23,9

Примечания. 1. Замки подвески баков учтены в весе пустого самолета.
2. В весе пустого самолета при подвеске бомб, помимо замков подвески, учтены и упоры.
3. Повышение жесткости крыла увеличило вес самолета на 44 кг, сместив ц. т. самолета к хвосту на 0,3—0,4% САХ.
4. Колеса с камерным торможением увеличили вес самолета на 6 кг, не изменяя центровки самолета.

Вес и центровка самолета МиГ-15бис с ОСП-48, с радиостанцией РСИУ-3 и установкой СРО

Таблица 23

№ по пор.	Наименование	Пустой самолет в кг	Нагрузка в кг								Вес самолета в кг	Центровка в % САХ	
			топливо $\gamma = 0,83$				подвесные баки или бомбы	патроны	экипаж	нагрузка		шасси выпущено	шасси убрано
			бак № 1 1245 л	бак № 2 167 л	подвесные баки 2×260 л	всего							
1	Самолет с нормальной нагрузкой	3681	1035	138	—	1173	—	118	97	1388	5069	23,7	22,7
2	Самолет с предельно передней центровкой	3681	755	—	—	755	—	118	97	970	4651	22,3	21,2
3	Самолет перед посадкой без горючего, но с патронами	3681	—	—	—	—	—	118	97	215	3896	28,2	26,9
4	Самолет перед посадкой без горючего и патронов	3681	—	—	—	—	—	—	97	97	3778	31,5	30,1
Перегрузочные варианты													
1	Самолет с подвесными баками	3681	1035	138	432	1605	32	118	97	1852	5533	25,1	24,2
2	Самолет при подвеске бомб 2×100 кг	3682	1035	138	—	1173	200	118	97	1588	5270	24,2	23,2

Примечания. 1. Замки подвески баков и упоры учтены в весе пустого самолета.
2. Повышение жесткости крыла увеличило вес самолета на 44 кг, сместив ц. т. самолета к хвосту на 0,3—0,4% САХ.
3. Колеса с камерным торможением увеличивают вес самолета на 6 кг, не изменяя центровки самолета.
4. При установке радиостанции РСИУ-3 вместо РСИ-6 груз из носовой части фюзеляжа, равный 20 кг, снимается.
5. Без установки [] вес самолета уменьшается на 20 кг и ц. т. перемещается к хвосту на 0,5—0,7% САХ.

Таблица 24

Вариант сопровождения

Вес и центровка самолета МиГ-15Сбис с радиостанцией РСИ-6 и ОСП-48

№ по пор.	Наименование	Пустой самолет в кг	Груз в носовой части фюзеляжа в кг	Нагрузка в кг								Вес самолета в кг	Центровка в % САХ	
				топливо $\gamma = 0,83$				подвесные баки	патроны	экипаж	нагрузка		шасси выпущено	шасси убрано
				бак № 1 1245 л	бак № 2 167 л	подвесные баки 2×600 л	всего							
1	Самолет с подвесными баками увеличенной емкости	3636	20	1035	138	996	2169	66	118	97	2450	6106	26,5	25,6
2	Самолет с предельно передней центровкой	3636	20	755	—	—	755	—	118	97	970	4626	22,9	21,6
3	Самолет перед посадкой без топлива, но с патронами . .	3636	20	—	—	—	—	—	118	97	215	3871	29,0	27,7
4	Самолет перед посадкой без топлива и патронов	3636	20	—	—	—	—	—	—	97	97	3753	32,4	31,0

Примечание. Замки подвески баков учтены в весе пустого самолета.

Таблица 25

Вариант сопровождения

Вес и центровка самолета МиГ-15Сбис с ОСП-48, радиостанцией РСИУ-3 []

№ по пор.	Наименование	Пустой самолет в кг	Нагрузка в кг								Вес самолета в кг	Центровка в % САХ	
			топливо $\gamma = 0,83$				подвесные баки	патроны	экипаж	нагрузка		шасси выпу- щено	шасси убрано
			бак № 1 1245 л	бак № 2 167 л	подвесные баки 2×600 л	всего							
1	Самолет с подвесными ба- ками увеличенной емкости	3681	1035	138	996	2169	66	118	97	2450	6131	25,9	25,0
2	Самолет с предельно перед- ней центровкой	3681	755	—	—	755	—	118	97	970	4651	22,3	21,2
3	Самолет перед посадкой без топлива, но с патронами . .	3681	—	—	—	—	—	118	97	215	3896	28,2	26,9
4	Самолет перед посадкой без топлива и патронов	3681	—	—	—	—	—	—	97	97	3778	31,5	30,1

Примечания. 1. Замки подвески баков учтены в весе пустого самолета.
2. При установке радиостанции РСИУ-3 вместо РСИ-6 груз из носовой части фюзеляжа, равный 20 кг, снимается.
3. Без установки [] вес самолета уменьшается на 20 кг и центр тяжести перемещается к хвосту на 0,4—0,7% САХ.
4. Порядок выработки топлива:
а) без подвесных баков: из бака № 1—337 л; полностью бак № 2—167 л; из бака № 1—908 л;
б) с подвесными баками 2×600 л: из бака № 1—100 л; полностью подвесные баки— 2×600 л; из бака № 1—227 л; полностью бак № 2—167 л; из бака № 1—908 л.

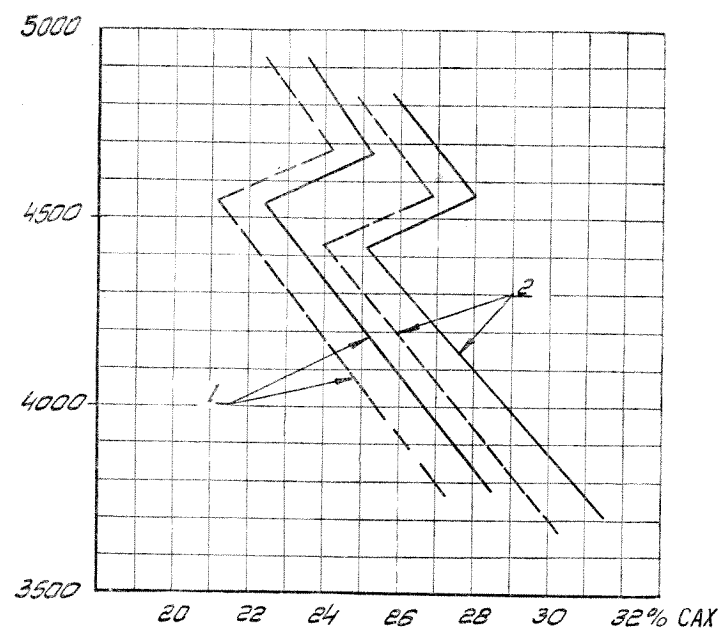
Таблица 26

I. Вес крупных съемных частей пустого самолета (без топлива и боекомплекта)

- Носовая часть фюзеляжа с управлением, оборудованием, вооружением, фонарем, передней ногой шасси, керосиновым баком и рамой двигателя (без двигателя) 1271 кг
- Двигатель ВК-1 с агрегатами, находящимися на нем, и удлинительной трубой 972 „
- Хвостовая часть фюзеляжа с оперением, управлением, оборудованием и керосиновым баком 474 „
- Отъемы крыла с управлением, оборудованием и шасси (2 шт.) 919 „

II. Вес некоторых агрегатов конструкции

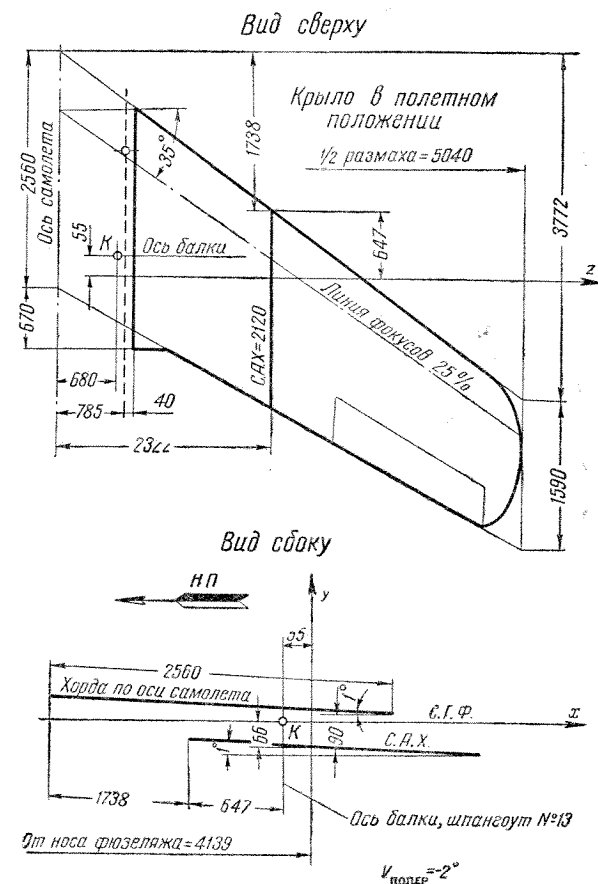
- Носовая часть фюзеляжа (конструкция) 394 кг
- Фонарь с козырьком без бронестекла 43 „
- Хвостовая часть фюзеляжа 223 „
- Крыло с болтами и заплатами (2 шт.) 620 „
- Стабилизатор с центральным балансиром 55 „
- Рули высоты с балансирами (2 шт.) 15 „
- Киль нижний 51 „
- Киль верхний 16 „
- Руль направления с балансирами 24 „
- Передняя стойка шасси с механизмом подъема 38 „
- Переднее колесо 480 × 220 14 „
- Основные стойки шасси с механизмом уборки (2 шт.) 101 „
- Основные колеса 660 × 160В (2 шт.) 92 „
- Удлинительная труба двигателя 37 „
- Двигатель с соплом 88 „
- Рама крепления двигателя 19 „
- Керосиновый бак № 1 с отсеком отрицательных перегрузок 55 „
- Керосиновый бак № 2 (2 шт.) 15 „



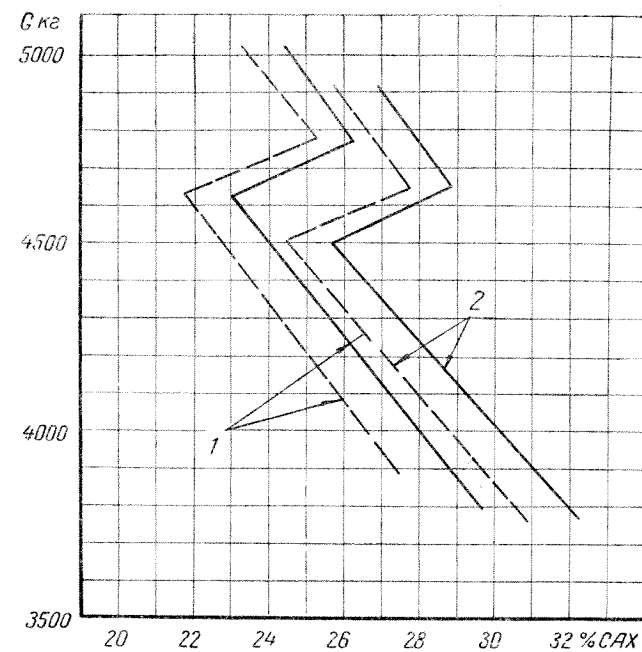
Фиг. 118. Кривые изменения центровки от выгорания топлива самолета МиГ-15 с ВК-1, РСИ-6 и гидроусилителем (I вариант).

1—с патронами; 2—без патронов;
— шасси убрано;
— шасси поднято.

Порядок выработки топлива:
из бака № 1—337 л; полностью бак № 2—155 л;
из бака № 1—908 л.



Фиг. 117. Расположение САХ самолета МиГ-15, вид сверху.



Фиг. 119. Кривые изменения центровки от выгорания топлива самолета МиГ-15 с ВК-1, РСИ-6, гидроусилителем ОСП-48, крылом повышенной жесткости, увеличением груза крыла на 10 кг, колесами камерного торможения (II вариант).

1—с патронами; 2—без патронов;
— шасси выпущено;
— шасси убрано.

Порядок выработки топлива:
из бака № 1—337 л; полностью бак № 2—167 л;
из бака № 1—908 л.

Таблица 27

Центровочные данные нагрузки и оборудования самолета МиГ-15бис

Наименование	P_x кгм	x м	P кг	y м	P_y кгм	Наименование	P_x кгм	x м	P кг	y м	P_y кгм
Нормальная нагрузка	-1013	-0,73	1388	-0,04	-49	Ракетница с ракетами	3	1,60	2,0	-0,59	-1
Летчик с парашютом	-204	-2,10	97,0	0,35	34	Аптечка	-1	-1,81	0,4	0,25	-
Патроны	-63	-1,99	31,5	-0,47	-15	Картодержатель	-1	-2,50	0,2	0,14	-
Патроны	-81	-2,56	31,5	-0,40	-13	Сиденье летчика без бронезаголовника	-51	-1,95	26,2	0,19	5
Патроны	-125	-2,28	55,0	-0,45	-25	РПК	-33	-1,88	17,6	0,34	6
Топливо в баке № 2	-838	-0,81	1035,0	0	0	Приемник РПК-10М	-20	-2,92	6,8	0,29	2
Топливо в баке № 3	298	2,16	138,0	-0,22	-30	Умформер РУ-11А	-3	-1,64	2,0	0,20	-
Аэронавигационное оборудование	-42	-2,47	17,0	0,47	8	РМДК 1/78	3	0,83	3,3	0,66	2
Доска с приборами	-38	-2,70	14,0	0,50	7	Щиток управления	-3	-2,20	1,5	0,41	1
Проводка	-4	-2,35	1,7	0,40	1	Механизм настройки	-3	-2,10	1,4	0,29	-
ПВД	-	0,37	1,3	-0,05	-	Кабель с креплением	-7	-2,77	2,6	0,40	1
Электрооборудование	-174	-1,34	120,0	0,21	28	ОСП-48	-73	-1,09	67,1	-0,30	-20
Аккумулятор 12А-30 с контейнером	-116	-3,65	31,6	0,38	12	АРК-5	-54	-1,23	44,0	-0,30	-13
Генератор ГСР-3000	4	0,38	11,0	0,46	5	РВ-2	-26	-1,48	17,6	-0,30	-6
Релейное устройство	0	0	3,6	0	0	МРП-48	7	1,27	5,5	-0,18	-1
Фильтр к генератору	0	0	2,5	0	0	АРК-5	-54	-1,23	44,0	-0,30	-13
Электропроводка в носовой части фюзеляжа	-62	-1,67	37,0	0,27	10	Приемник	-39	-1,69	23,2	-0,36	-8
Электропроводка в хвостовой части фюзеляжа	13	2,06	6,5	0	0	Рамка „Аракс“ К-215	10	1,98	4,9	-0,56	-3
ДГМК-3	15	1,92	8,0	0,35	3	МА-250	-16	-1,60	10,3	-0,17	-2
Электрощиток правого пульт	-8	-2,50	3,0	0,36	1	Щиток	-4	-2,21	2,0	0,40	1
Электрощиток левого пульт	-4	-2,57	1,4	0,38	1	Антенна	-	-1,87	0,2	0,99	-
Правый пульт	-8	-2,48	3,3	0,26	1	Кабель с креплением	-5	-1,47	3,4	-0,41	-1
Левый пульт	-9	-2,43	3,7	0,28	1	РВ-2	-26	-1,48	17,6	-0,30	-6
Электропроводка в крыле ПДК-45	-1	-0,33	3,0	-0,10	-	Приемо-передатчик	-15	-1,68	9,0	-0,40	-4
Фара в носу фюзеляжа	-4	-3,84	1,0	0	0	Умформер РУ-11А	-7	-1,61	4,1	-0,17	-1
Пусковая панель	1	0,13	10,4	-0,58	-6	Приемная антенна	-1	-1,40	0,9	-0,27	-
Кислородное оборудование	-56	2,96	18,9	0,16	3	Передаточная антенна	1	1,44	0,8	-0,42	-
Кислородный баллон на 4 л	-28	-3,37	8,4	0,16	1	Кабель с креплением	-4	-1,27	2,8	-0,43	-1
Кислородный баллон на 2 л	-16	-3,40	4,8	0,03	-	МРП-48	7	1,27	5,5	-0,18	-1
Приборы КП-14 и КР-14	-5	-2,00	2,6	0,28	1	Приемник	4	2,22	1,6	-0,53	-1
Кислородная маска и сумка	-1	-2,17	0,6	0,40	-	Рамка	5	2,48	2,0	-0,56	-1
Трубопровод с креплением	-6	-2,53	2,5	0,20	1	Звонок	-2	-1,57	1,4	0,38	1
Высотное оборудование	-17	-1,17	14,5	0,21	3	Кабель с креплением	-	-0,55	0,5	-0,05	-
Редуктор давления РД-2И	-5	-2,12	2,5	-0,14	-	РСИ-6	-34	-1,63	20,9	0,33	7
Теплоизоляция	-	-0,13	0,8	0,47	-	Приемник	-11	-1,62	6,6	0,45	3
Трубопровод и арматура	-5	-0,58	7,8	0,16	1	Передатчик	-6	-1,60	3,8	0,43	2
Герметизация	-4	-1,93	2,3	0,45	1	Умформер РУ-45А	-5	-1,59	3,3	0,14	-
Вентиляция	-3	-2,83	1,1	0,49	1	Щиток	-1	-2,22	0,4	0,24	-
Вспомогательное оборудование	1	0,42	2,6	-0,42	-1	Установка мачты	-2	-1,15	1,9	0,77	1
						Кабель с креплением	-9	-1,79	4,9	0,23	1
						РСИ-УЗ	-129	-2,74	47,2	0,40	19

Наименование	R_x кгм	x м	P кг	y м	P_y кгм	Наименование	R_x кгм	x м	P кг	y м	P_y кгм
Приемник и передатчик МА-100	-76	-3,30	23,1	0,39	9	Заднее крепление	-4	-2,15	1,7	-0,47	-1
Выпрямитель	-22	-2,94	7,3	0,35	3	Патронный ящик	-10	-2,56	4,0	-0,40	-2
Установка антенны	-12	-1,65	7,3	0,39	3	Гильзо- и звеньеотводы	-5	-2,56	2,0	-0,56	-1
Щиток К-24	-3	-1,23	2,7	0,77	2	Гильзо- и звеньеотводы	-80	-2,16	37,2	-0,49	-18
Проводка с креплением	-2	-2,22	1,0	0,49	—	Переднее крепление	-6	-2,44	2,3	-0,58	-1
Гильзо- и звеньеотводы	-14	-2,47	5,8	0,31	2	Заднее крепление	-2	-1,58	1,2	-0,58	-1
Гильзо- и звеньеотводы	-53	-3,12	17,0	0,06	1	Патронный ящик	-8	-2,00	4,1	-0,47	-2
Гильзо- и звеньеотводы	—	—	—	—	—	Гильзо- и звеньеотводы	-3	-1,98	1,4	-0,58	-1
Приемо-передатчик	-39	-3,26	12,1	0,11	1	Лафет (ферма)	-42	-2,21	19,0	-0,55	-10
Щиток	-2	-2,00	1,0	0,35	—	Затворы лафета	-5	-2,08	2,4	-0,42	-1
Антенна	—	0,62	0,6	0,72	—	Управление лафетом	-25	-2,78	9,1	-0,20	-2
Инерционный замыкатель	-2	-3,30	0,7	0,31	—	Перезарядка	-12	-2,36	5,2	-0,35	-2
Проводка с креплением	-10	-3,85	2,6	0	0	Прицелы АСП-3Н с креплением	-14	-2,52	5,7	0,73	4
Вооружение	-637	-2,45	260,0	-0,50	-129	Агрегаты КАСП-3Н	-12	-2,98	3,9	0,46	2
Гильзо- и звеньеотводы	-250	-2,44	102,2	-0,60	-62	Фотопулемет	-10	-3,86	2,5	0,42	1
Переднее крепление	-14	-2,65	5,1	-0,59	-3	Бронирование	-134	-2,85	47,0	0,45	21
Заднее крепление	-2	-1,61	1,1	-0,59	-1	Броня перед летчиком $\delta=10$ мм	-90	-3,06	29,5	0,25	7
Патронный ящик	-15	-2,28	6,5	-0,45	-3	Бронестекло с рамкой $\delta=64$ мм	-34	-2,72	12,4	0,78	10
Гильзо- и звеньеотводы	-5	-2,25	2,1	-0,62	-1	Бронезаголовник $\delta=10$ мм	-10	-1,90	5,1	0,70	4
Гильзо- и звеньеотводы	-102	-2,73	37,2	-0,58	-22						
Переднее крепление	-11	-2,80	4,1	-0,47	-2						

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

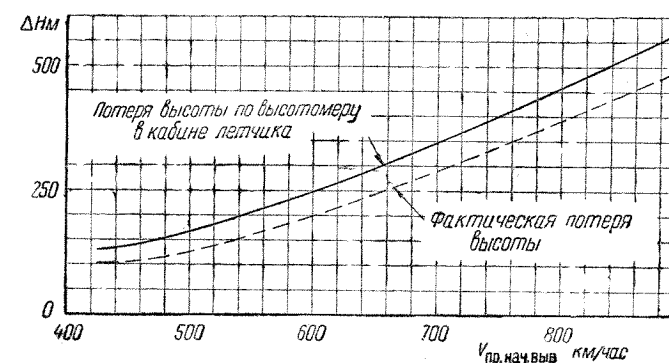
ФАКТИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ ПОЛЕТОВ

При государственных и специальных летных испытаниях в [REDACTED] на самолете МиГ-15бис было выполнено большое количество фигур высшего пилотажа и штопоров. Фактические данные некоторой части проведенных испытаний приводятся ниже в табл. 28 и на фиг. 120—168².

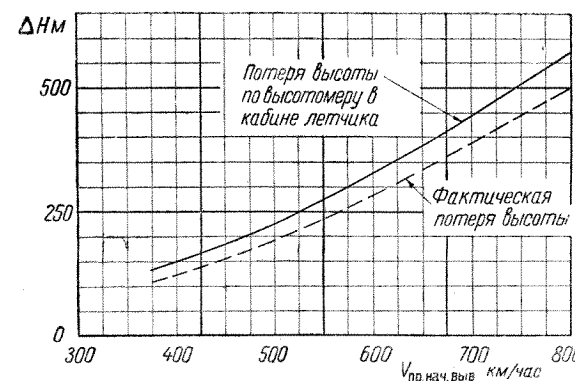
¹ См. также приложение 4.

² Фиг. 34—45, 48—50 и 120—168 гл. „Управляемость“ и приложение 1 соответствуют испытаниям самолетов [REDACTED]

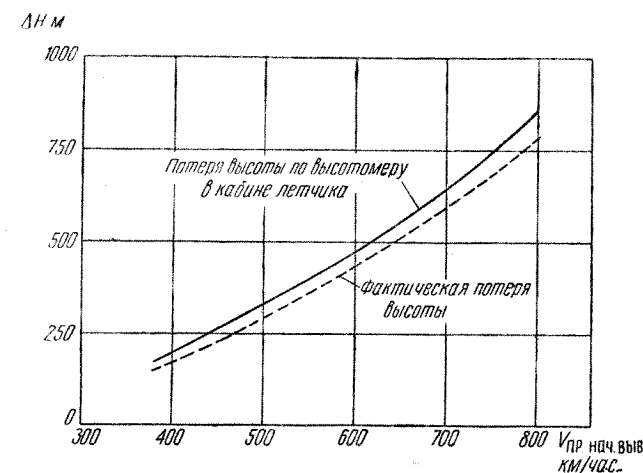
В табл. 28 даются сводные данные характеристик фигур пилотажа, помещенных на графиках



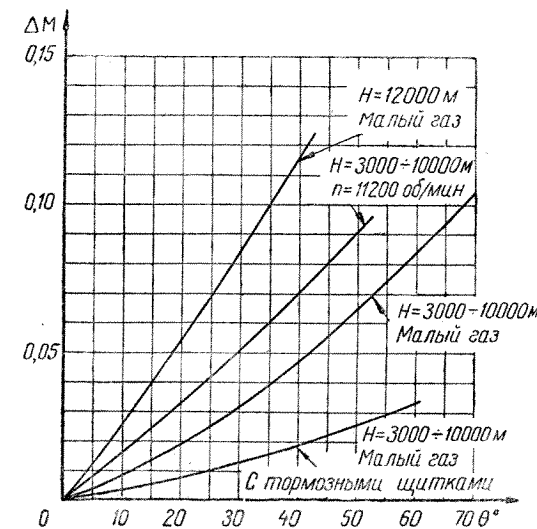
Фиг. 120. Потеря высоты при выводе из пикирования под углами 30°—40° с тормозными щитками. Малый газ, $H_{\text{ввода}} \leq 2400$ м.



Фиг. 121. Потеря высоты при выводе из пикирования под углами 35°—40° без тормозных щитков. Малый газ, $H_{\text{ввода}} \leq 2400$ м.

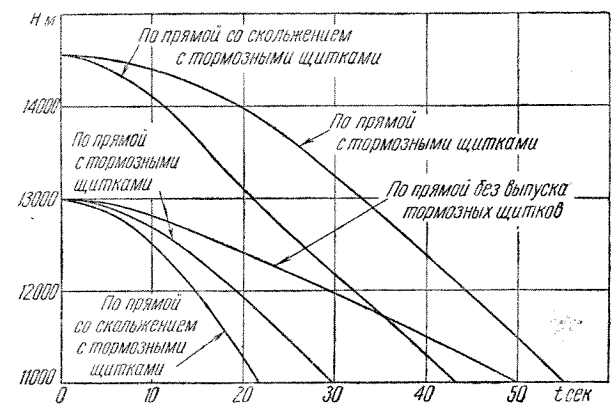


Фиг. 122. Потеря высоты при выводе из пикирования под углами 45°—50° без тормозных щитков. Малый газ, $H_{\text{ввода}} \leq 2400$ м.



Фиг. 123. Прирост числа M при выводе из пикирования (скорость ввода в пикирование $V_{\text{пр. ввода}} = 300-480$ км/час).

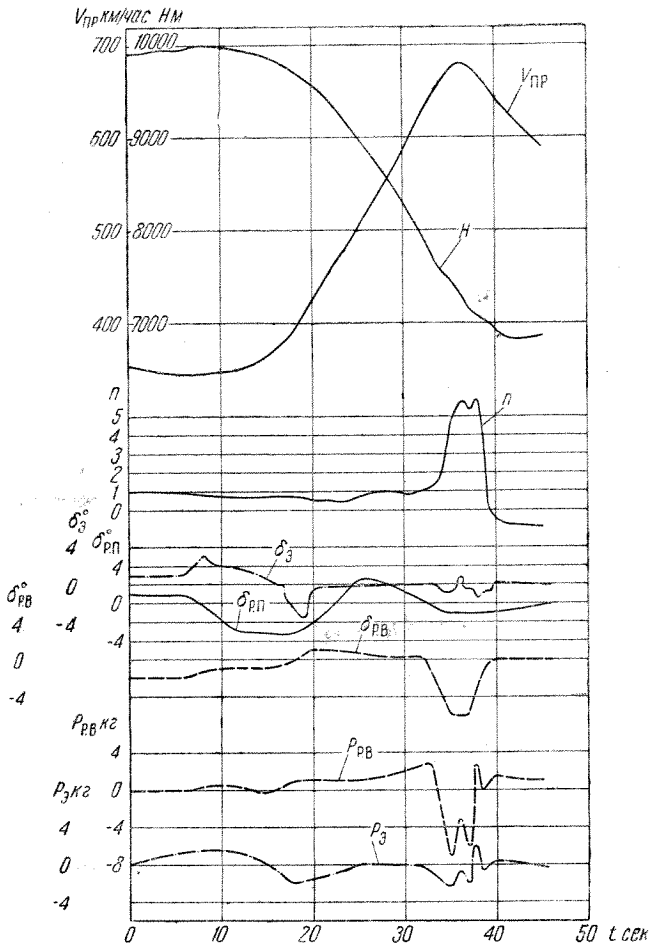
фиг. 48, 49, 120—145—виража, пикирования, горки, петли Нестерова, спирали, боевого разворота, полупетли Нестерова, поворота на горке, переворота, бочки.



Фиг. 124. Время снижения с больших высот. Малый газ, $V_{пр. ввода} \approx 300$ км/час, $M_{пик} = 0,90-0,92$.

На фиг. 157—168 приведены характеристики штопоров, произведенных в соответствии с указаниями „Инструкции летчику“ по нормальному выполнению и выходу из штопора.

Примечания. 1. Характеристики фигур пилотажа, принятые для частей ВВС, см. в „Инструкции летчику“ издания ВВС.
2. Показанные на фиг. 147—149 заштрихованные полосы дают диапазон значений величин, получившихся при летных испытаниях.



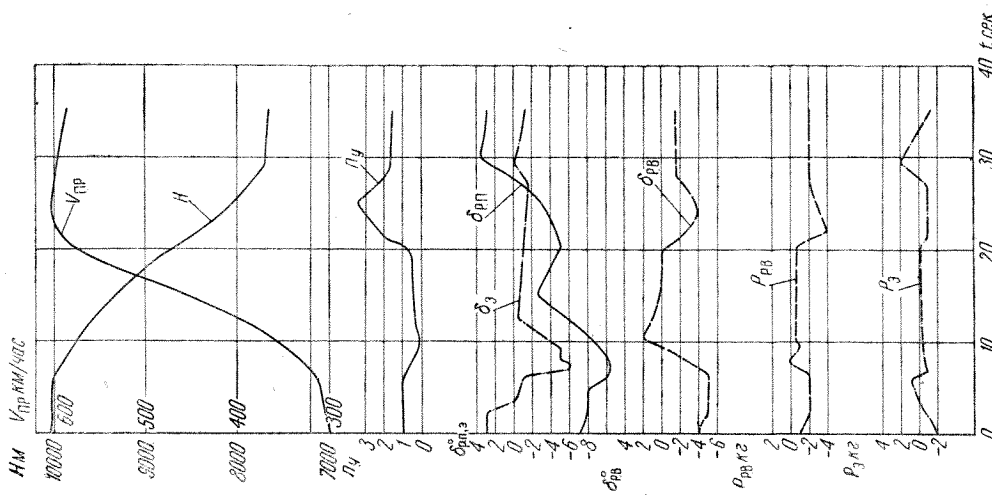
Фиг. 125. Пикирование под углом 45° с тормозными щитками. Малый газ, $H_{ввода} = 10\,000$ м.

Таблица 28

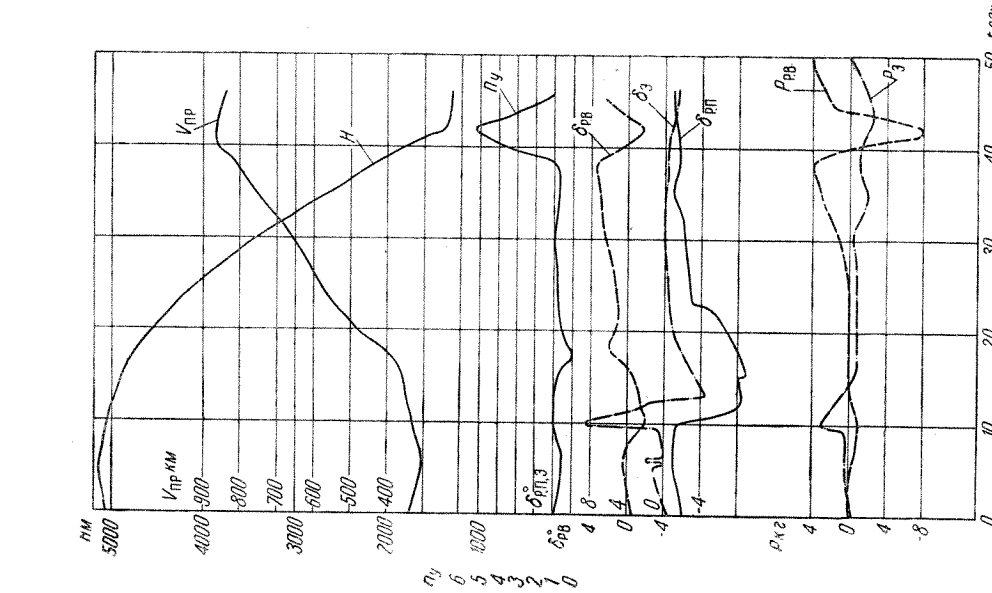
Фигуры	Высота ввода в м	Изменение высоты в м	Скорость по прибору в км/час			Обороты двигателя в об/мин	Макси- мальная перегрузка	Время в сек.
			ввода	вывода	макси- мальная			
Вираз	5000—10 000	0	325—530	325—530	—	11560	—	34—65
Пикирование	5100—12 000	—1600—4500	300—355	590—830	604—870	малый газ —11200	3,5—8,5	30—46
Горка	10 000—10 200	250	580—608	520—582	580—608	11200	4,4—4,7	6—10
Петля Нестерова	5000—8250	—240÷+700	650—775	461—600	650—775	—	4,4—4,8	40—47
Спираль	9240—10 750	—	517—547	—	544—617	с газом	1,8—3,6	—
Боевой разворот	5150—11 400	1460—3090	487—750	276—330	487—750	11560	2,0—5,1	30—40
Иммельман	4960—5260	1320—2830	540—810	200—405	560—810	—	4,7—5,4	17—26
Поворот на горке (ран- версман)	5200	1500	800	640	800	—	3,8	70
Переворот	5250—11 900	—1700÷—3330	302—670	560—878	560—914	малый газ	4,0—6,3	20—38
Бочка	5300	100	505	485	505	(12 000) *	2,3	7,0

Примечания. 1. В таблице приведены диапазоны изменения величин, получавшихся при выполнении одинаковых фигур в разных полетах.
2. На виражах углы крена изменялись в пределах 57—73°, а пикирование производилось с углами наклона к горизонту 45—70°.

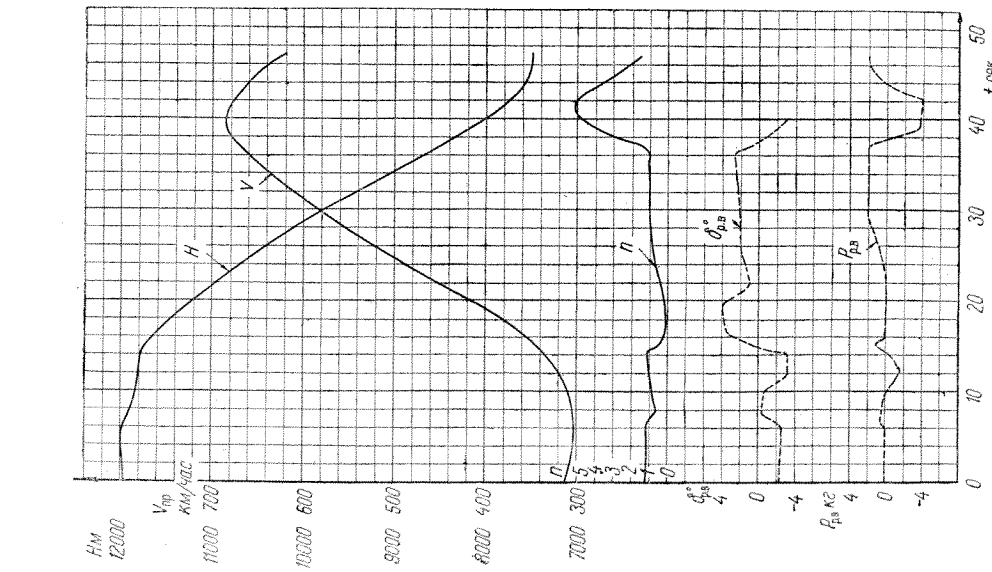
* Данные бочки по испытаниям самолета МиГ-15 с РД-45Ф.



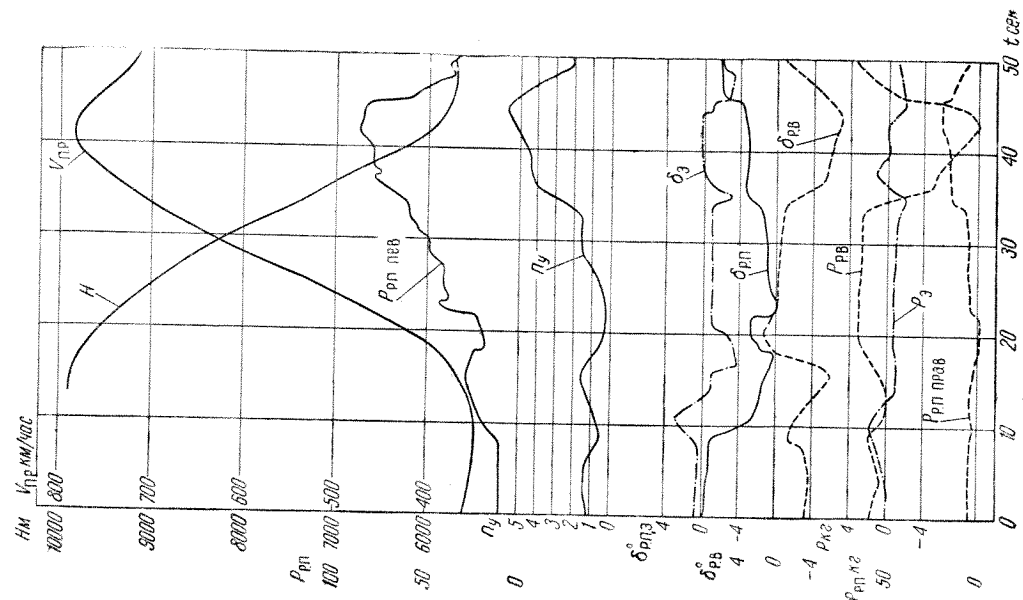
Фиг. 126. Пикирование под углом 45° с тормозными щитками. Малый газ, $H_{ввода} = 10\,000$ м.



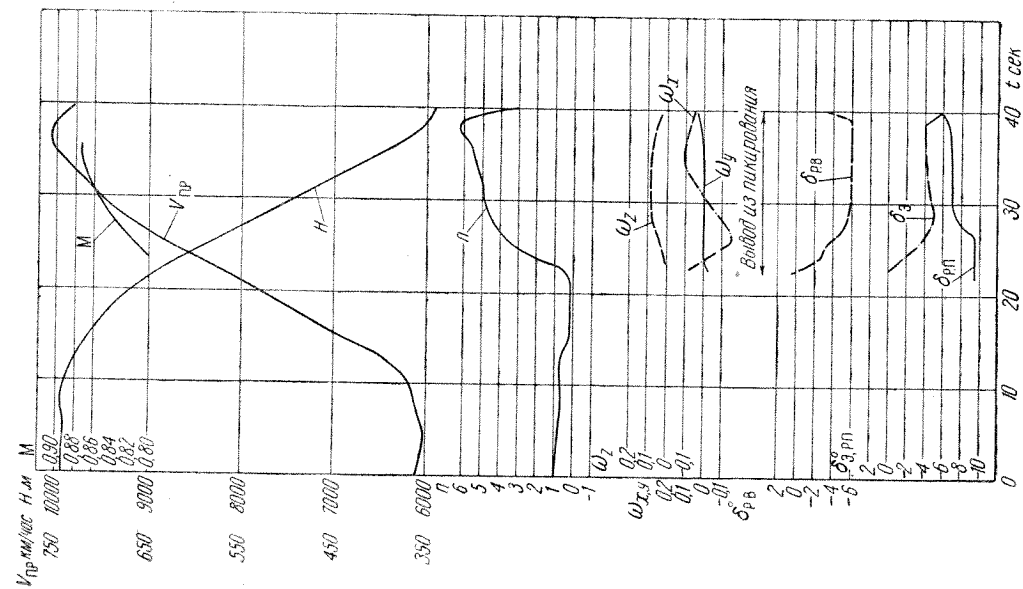
Фиг. 127. Пикирование под углом 45° без тормозных щитков. Малый газ, $H_{ввода} = 5000$ м.



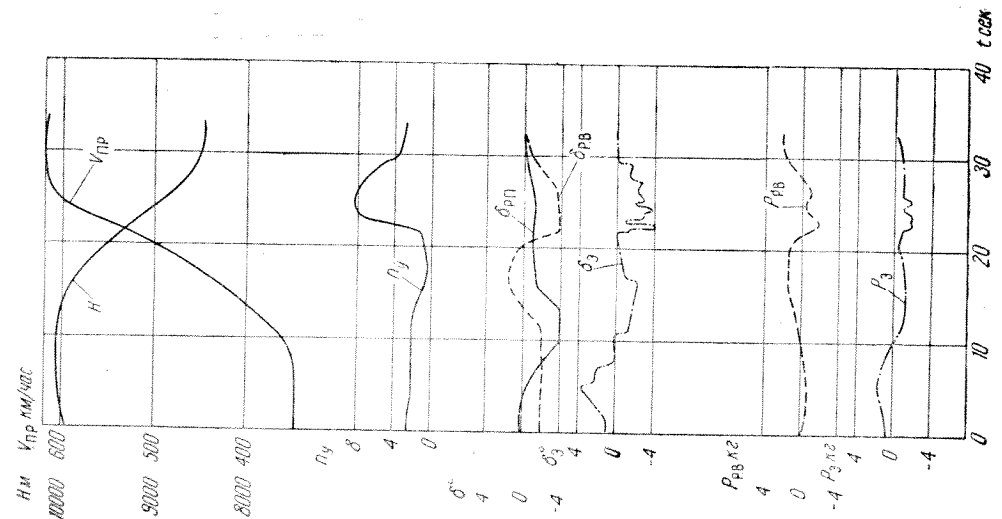
Фиг. 128. Пикирование под углом 45° с тормозными щитками. Малый газ, $H_{ввода} = 12\,000$ м.



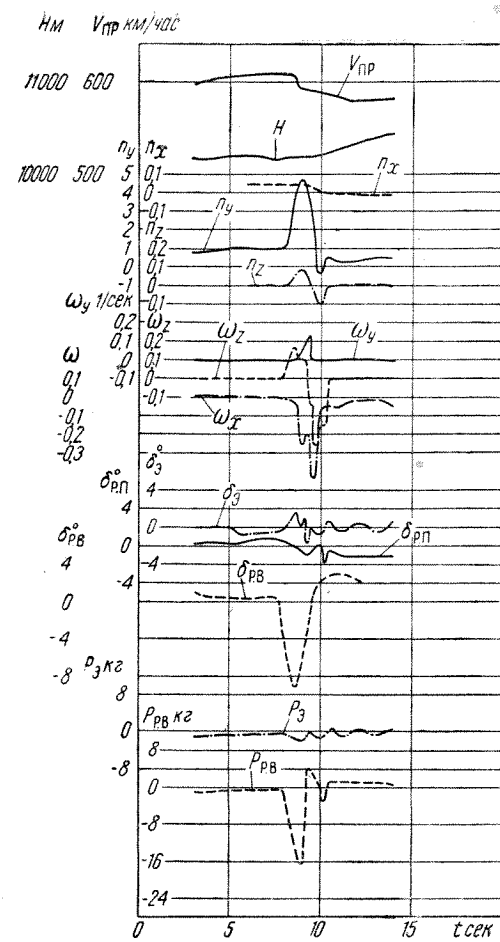
Фиг. 131. Пикирование с правым скольжением под углом 45° без тормозных щитков. Малый газ, $H_{\text{ввода}} \approx 10000$ м.



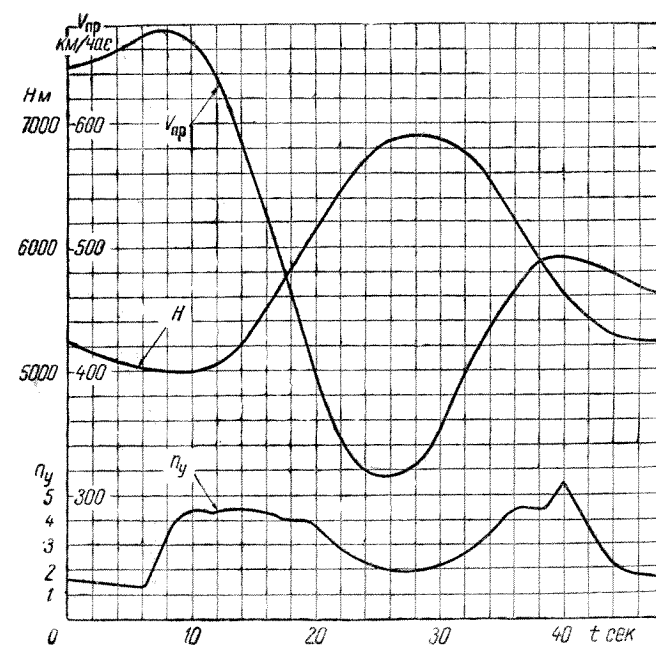
Фиг. 130. Пикирование с правым скольжением под углом 45° без тормозных щитков. Малый газ, $H_{\text{ввода}} \approx 10000$ м.



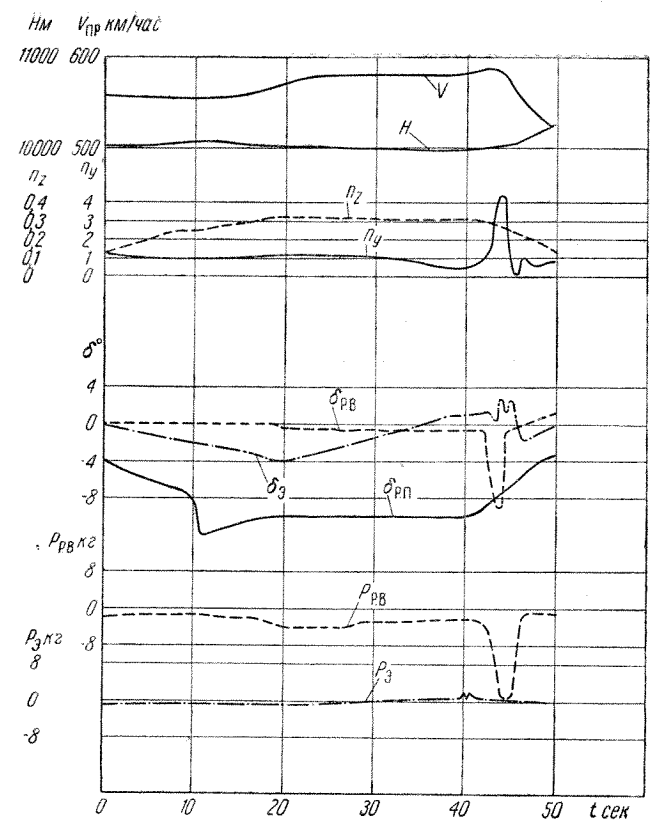
Фиг. 129. Пикирование под углом 45° без тормозных щитков. $n = 11200$ об/мин, $H_{\text{ввода}} = 10000$ м.



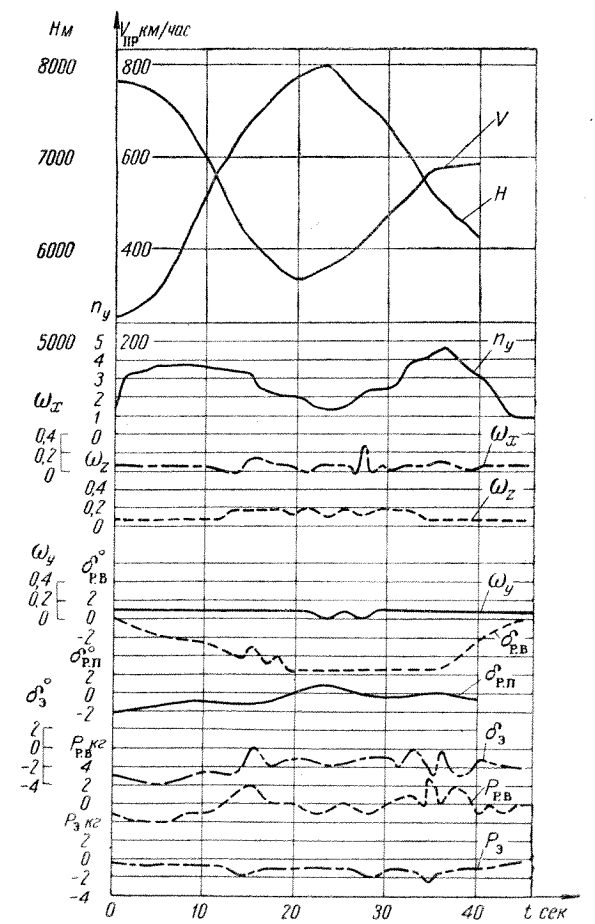
Фиг. 132. Горка с высоты 10200 м, $n = 11200$ об/мин.



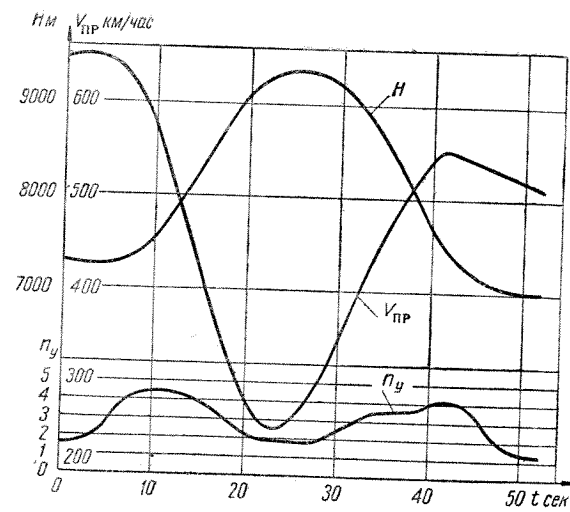
Фиг. 134. Петля Нестерова с высоты 5000 м.



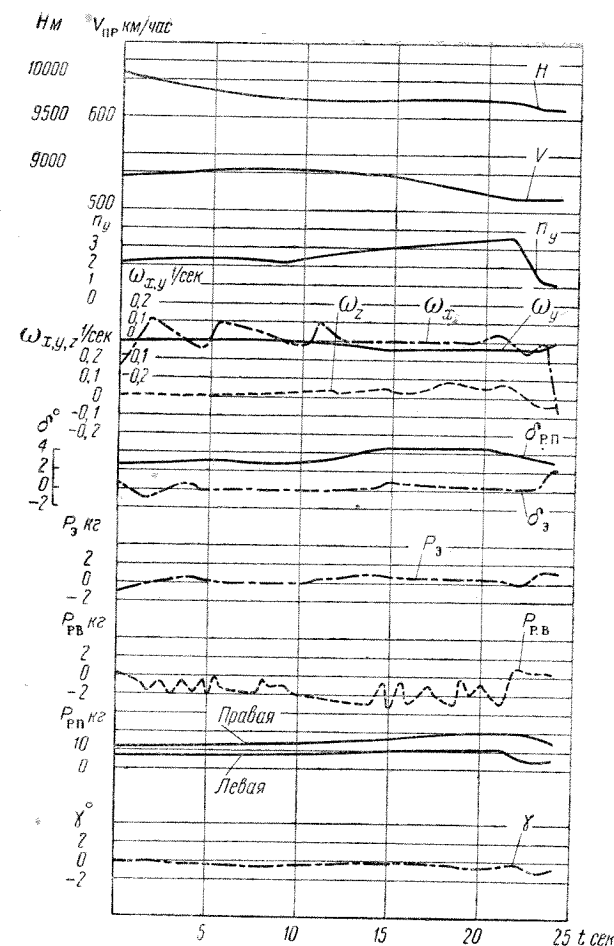
Фиг. 133. Горка с левым скольжением с высоты 10000 м, $n = 11200$ об/мин.



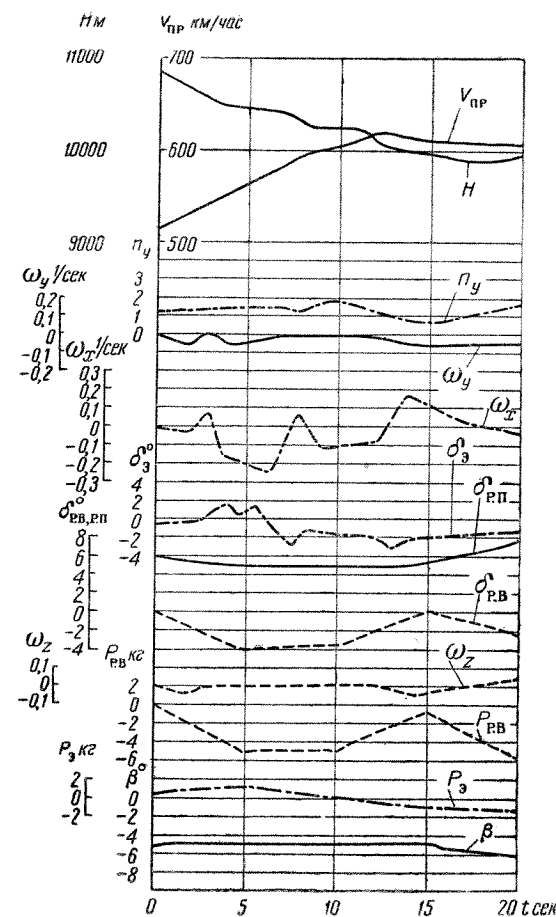
Фиг. 135. Петля Нестерова с высоты 5300 м.



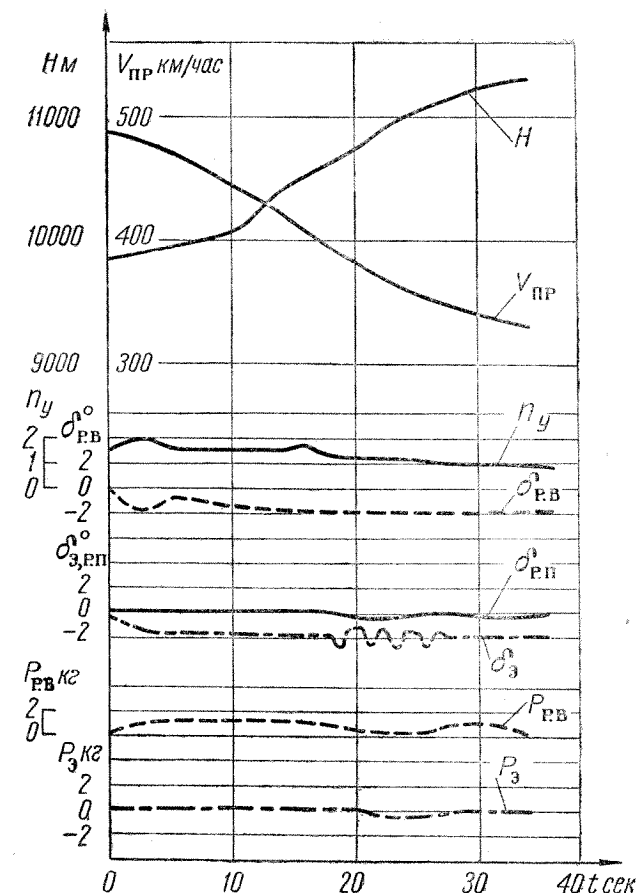
Фиг. 136. Петля Нестерова с высоты 7240 м.



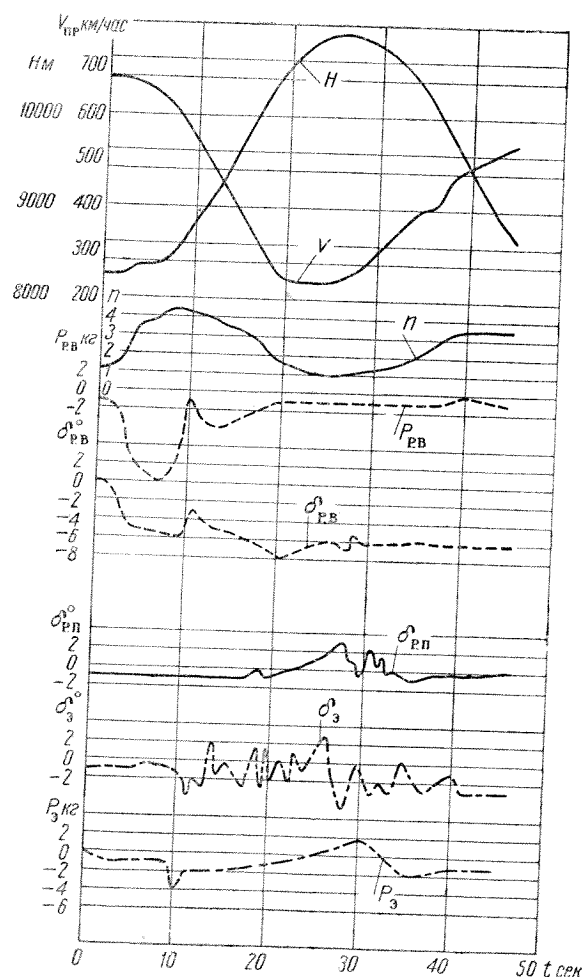
Фиг. 138. Спираль с высоты 10 000 м без скольжения.



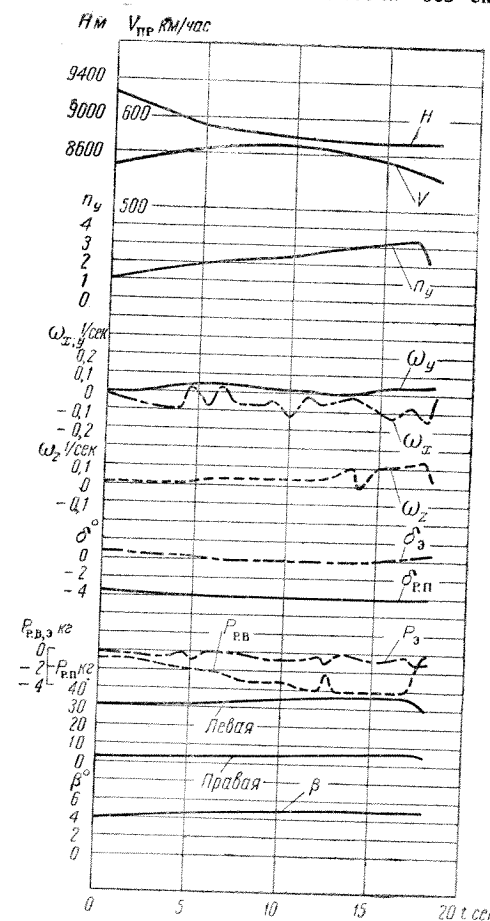
Фиг. 140. Спираль с высоты 10850 м с внешним скольжением.



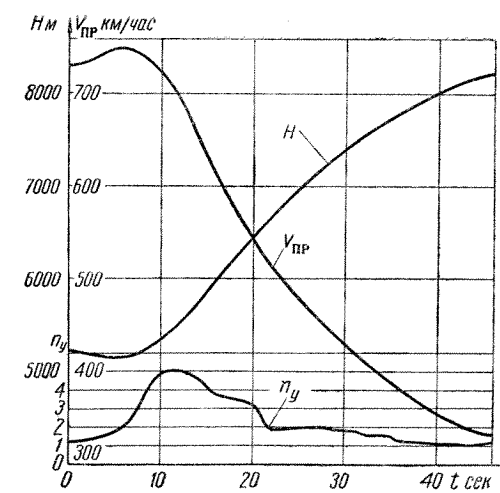
Фиг. 142. Боевой разворот с высоты 9840 м.



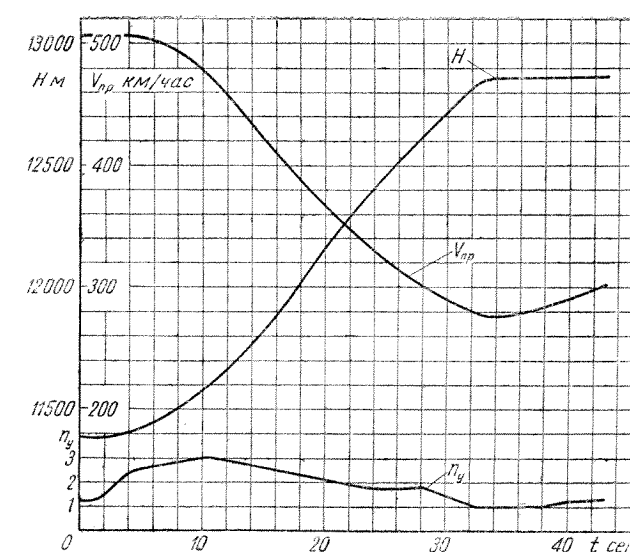
Фиг. 137. Петля Нестерова с высоты 8260 м.



Фиг. 139. Спираль с высоты 9240 м с внешним скольжением.

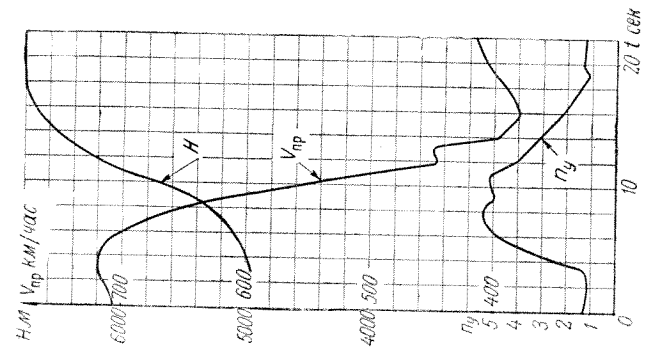


Фиг. 141. Боевой разворот с высоты 5150 м, $n=11560$ об/мин.

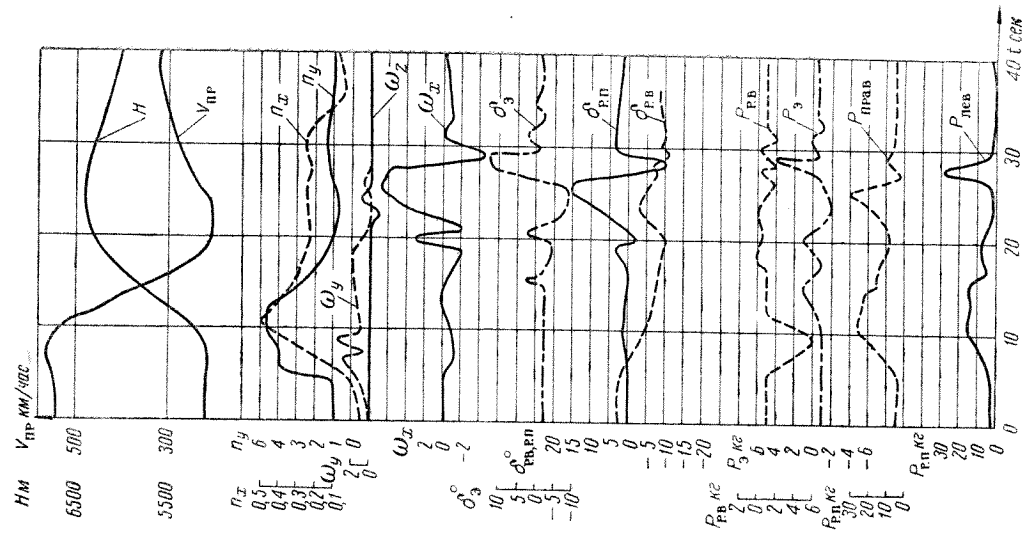


Фиг. 143. Боевой разворот с высоты 11400 м, $n=11560$ об/мин.

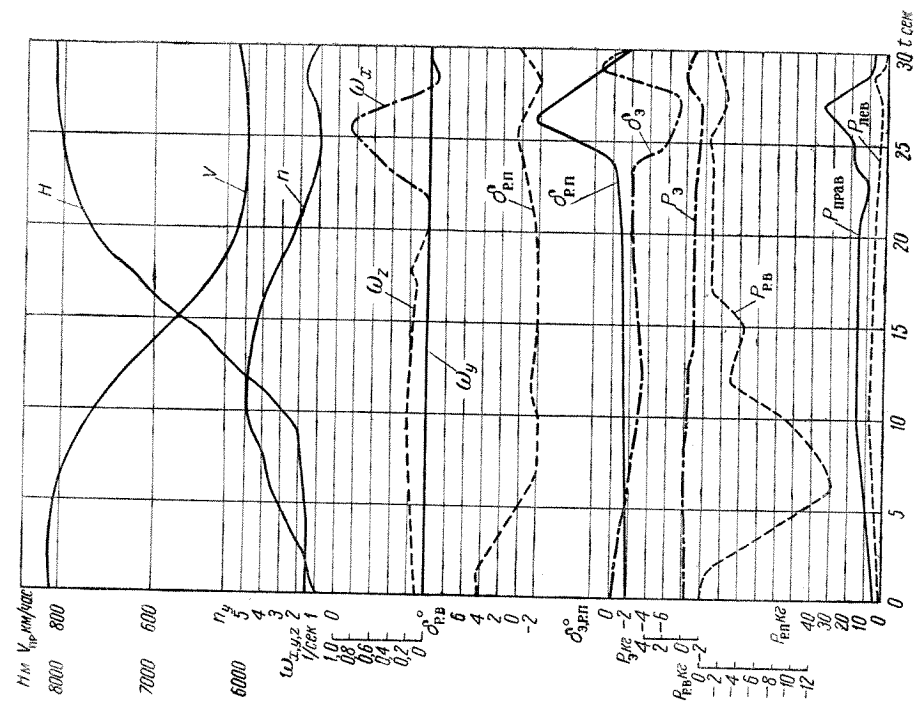
Фиг. 144. Полупетля Нестерова
с высоты 4960 м.



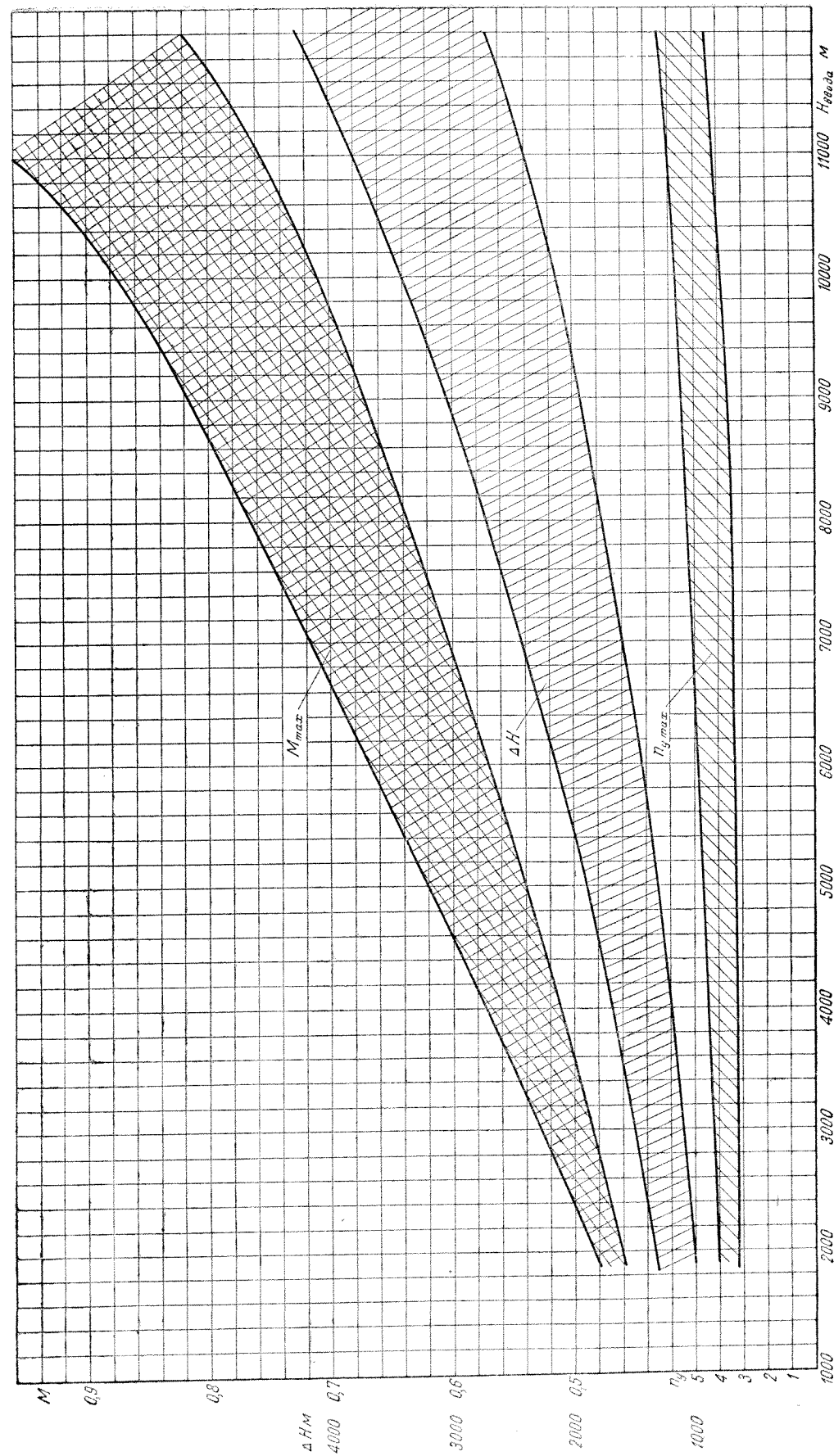
Фиг. 145. Полупетля Нестерова с высоты 5100 м.

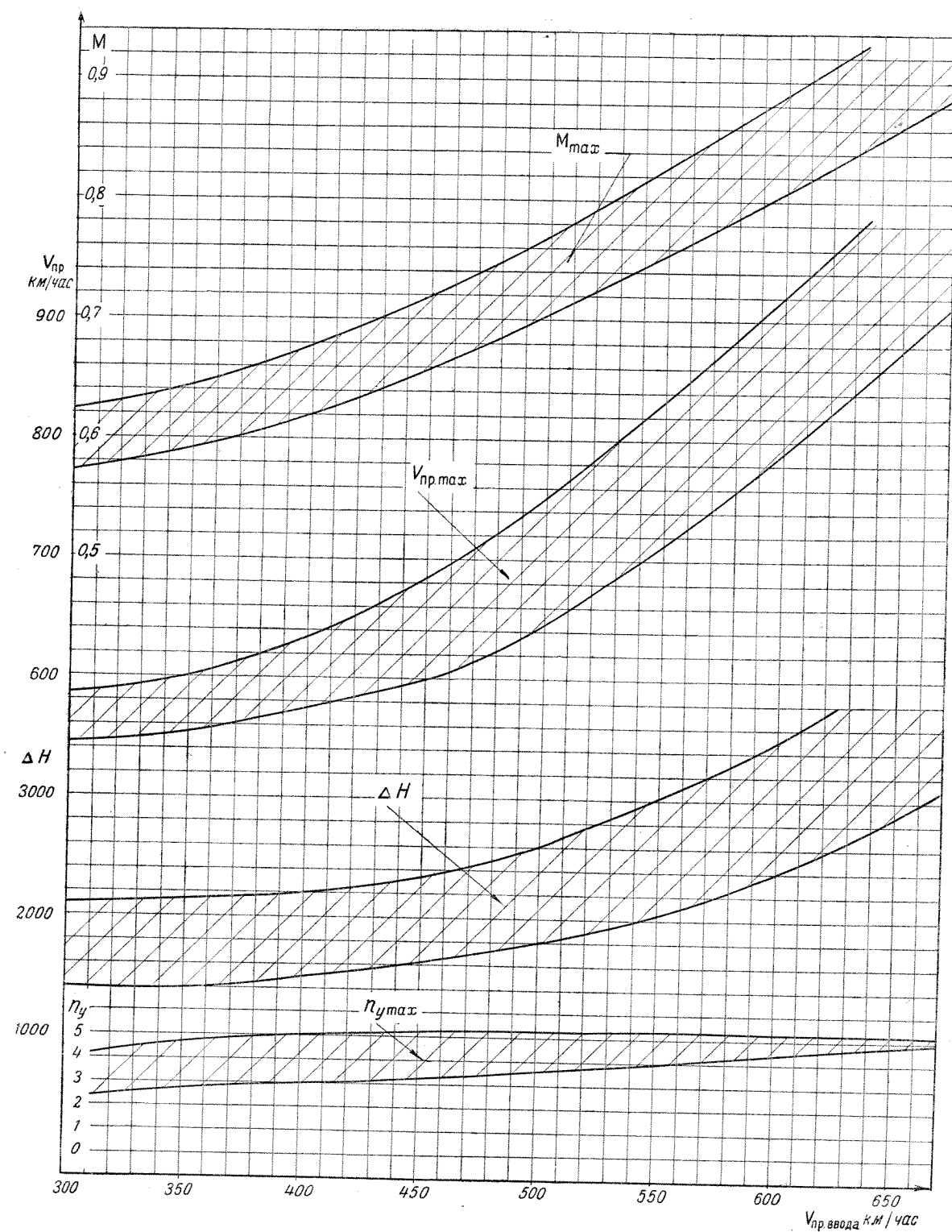


Фиг. 146. Полупетля Нестерова с высоты 5250 м.

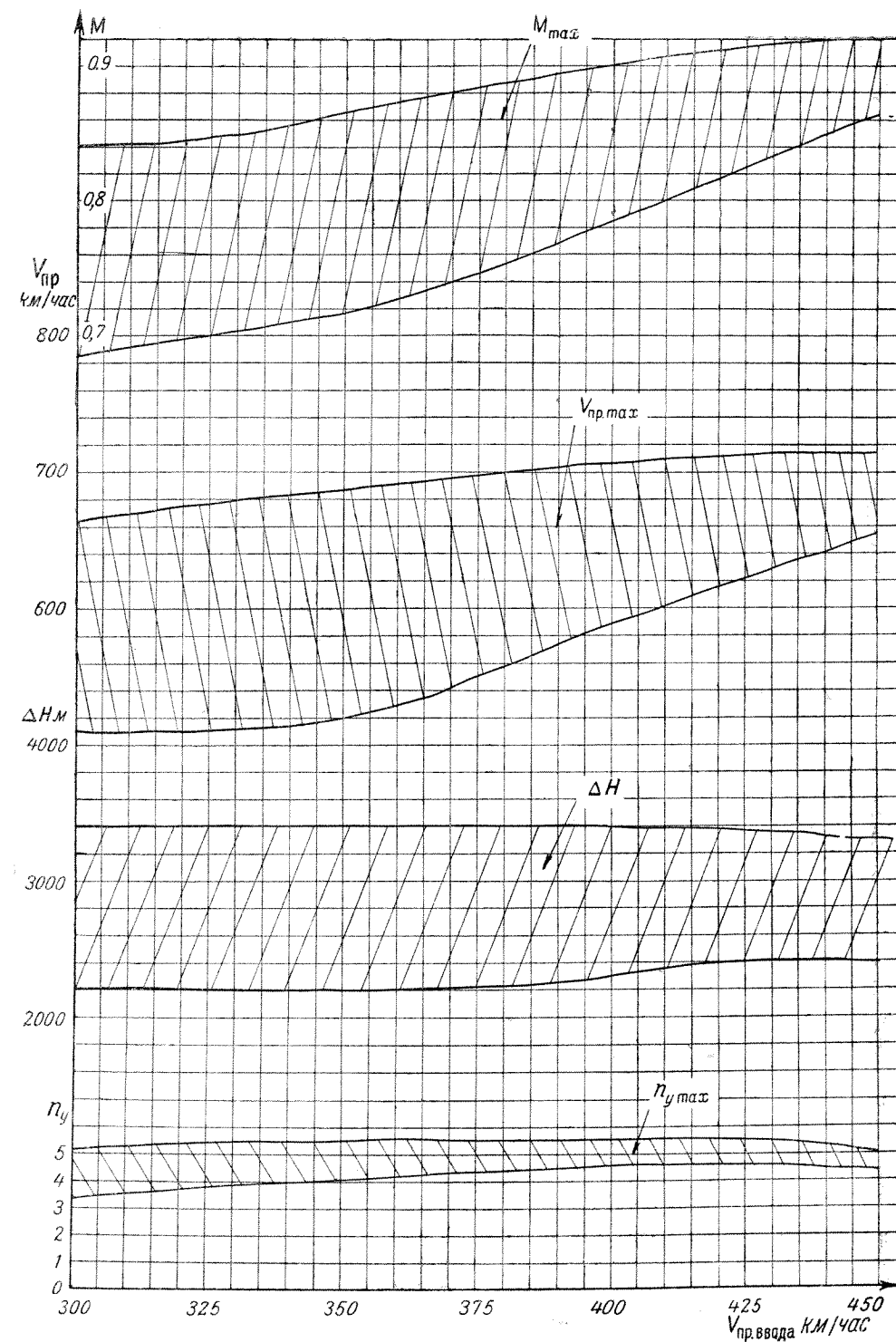


Фиг. 147. Характеристики переворота при скорости ввода 330—370 км/час по прибору. Малый газ.

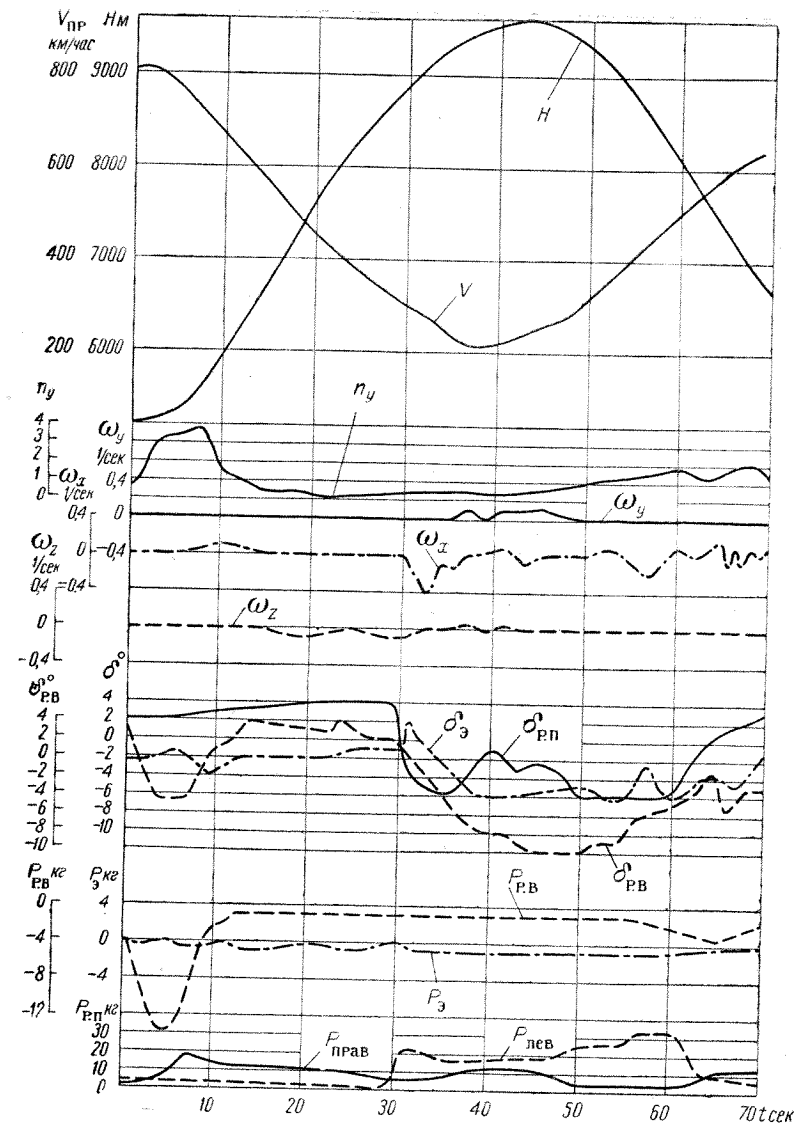




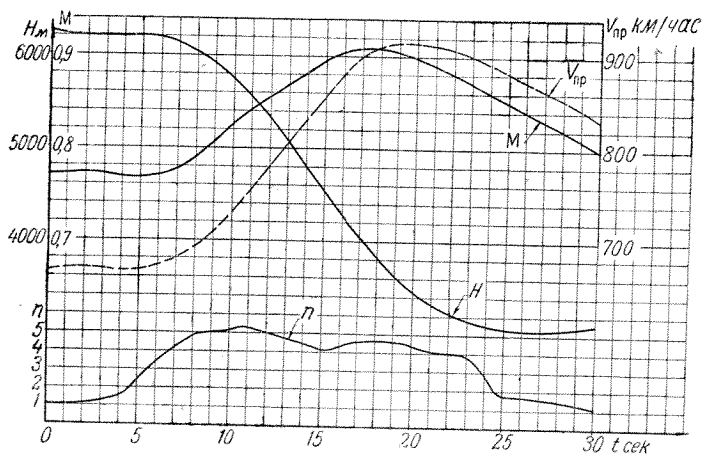
Фиг. 148. Характеристики переворота при вводе с высоты около 6000 м. Малый газ.



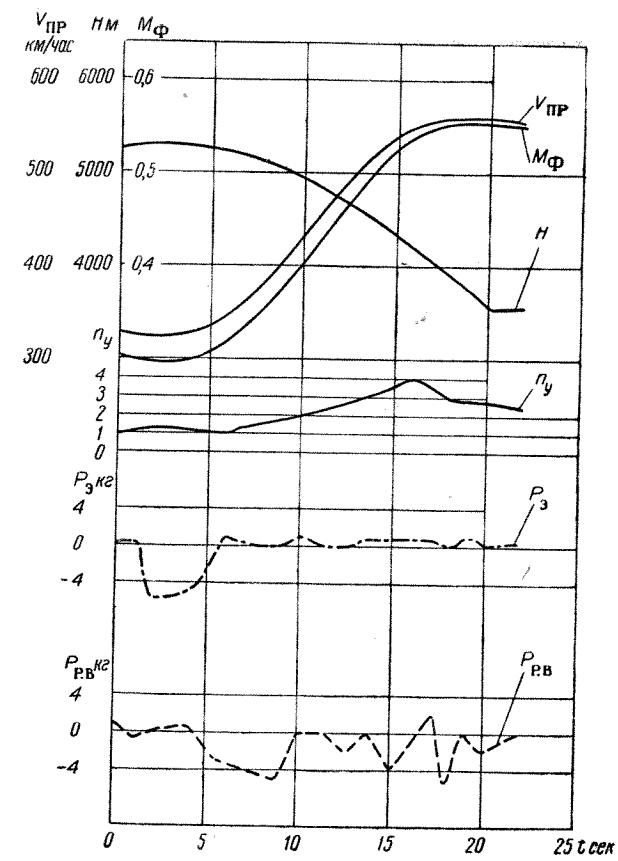
Фиг. 149. Характеристики переворота при вводе с высоты 10 000 м. Малый газ.



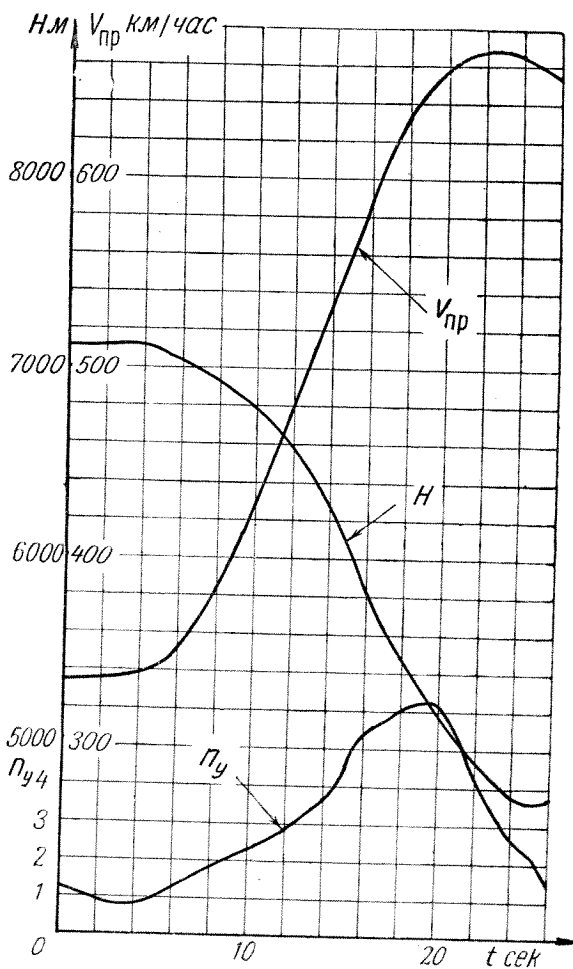
Фиг. 150. Переворот на горке с высоты 5200 м.



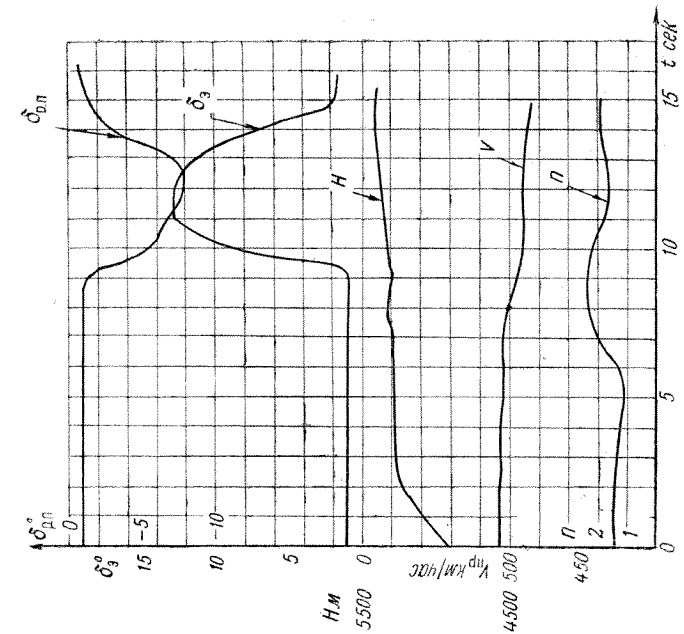
Фиг. 152. Переворот с высоты 6250 м. Малый газ.



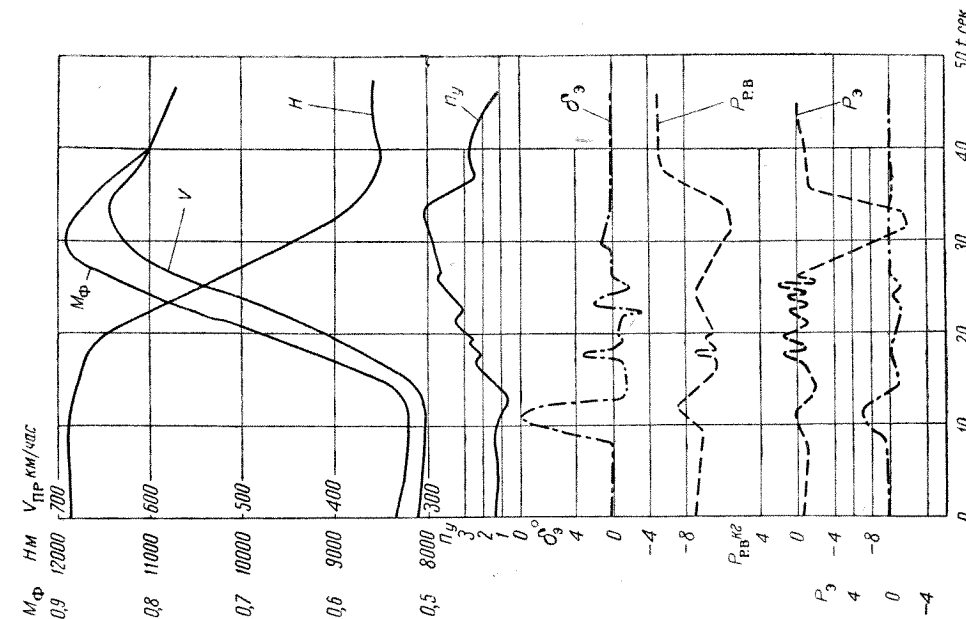
Фиг. 151. Переворот с высоты 5200 м. Малый газ.



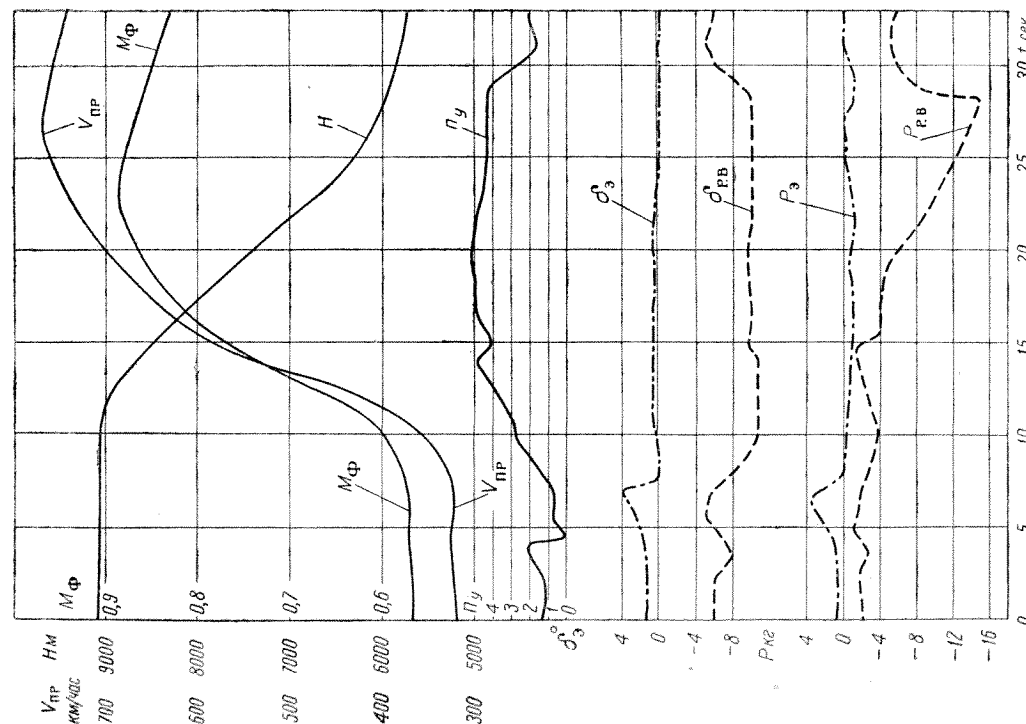
Фиг. 153. Переворот с высоты 7100 м (контрольные государственные испытания серийного самолета № 121082).



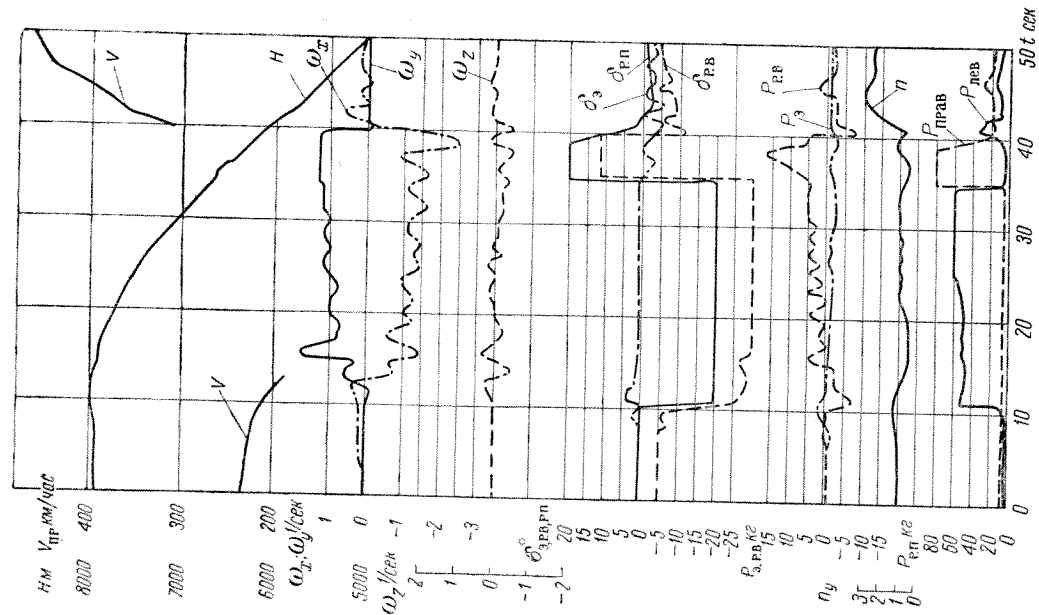
Фиг. 156. Бочка на высоте 5300 м. (Самолет МиГ-15 с РД-45Ф, $n = 12000$ об/мин).



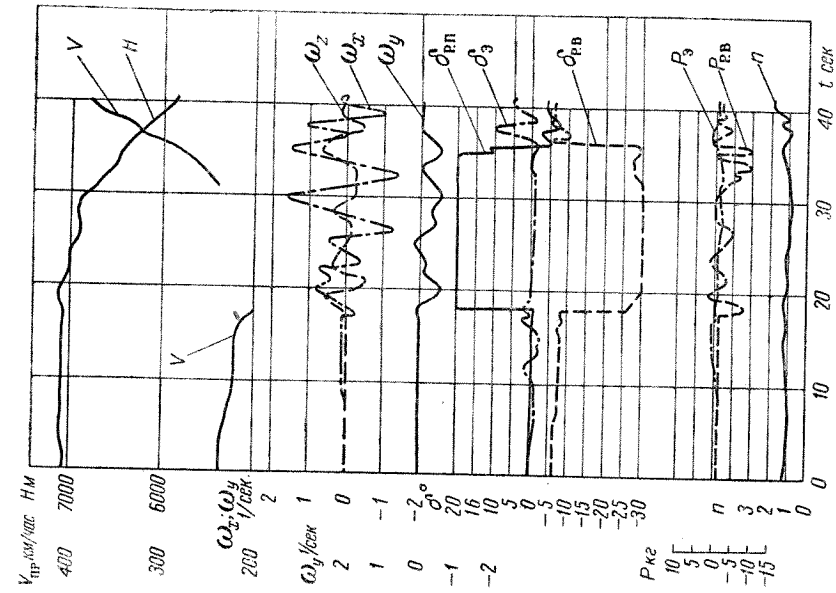
Фиг. 155. Переворот с высоты 11900 м. Малый газ.



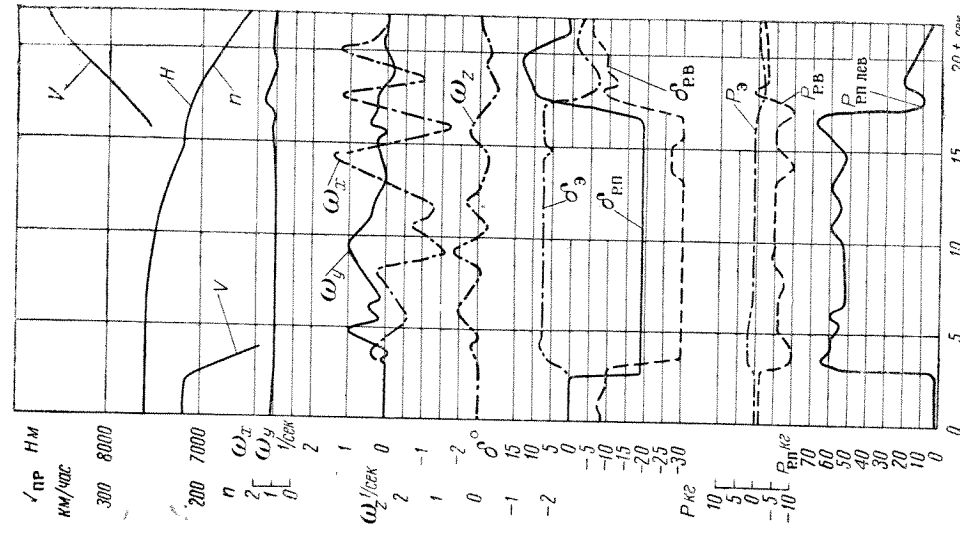
Фиг. 154. Переворот с высоты 9080 м. Малый газ.



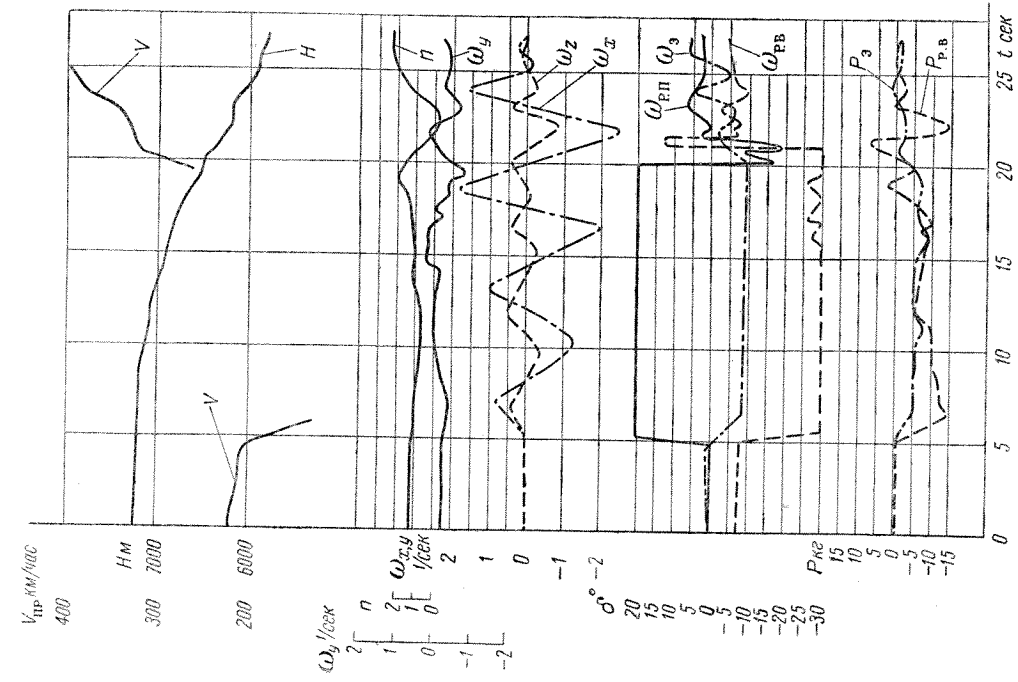
Фиг. 157. Левый штопор (по заданию до шести витков с нейтральными элеронами. Малый газ.



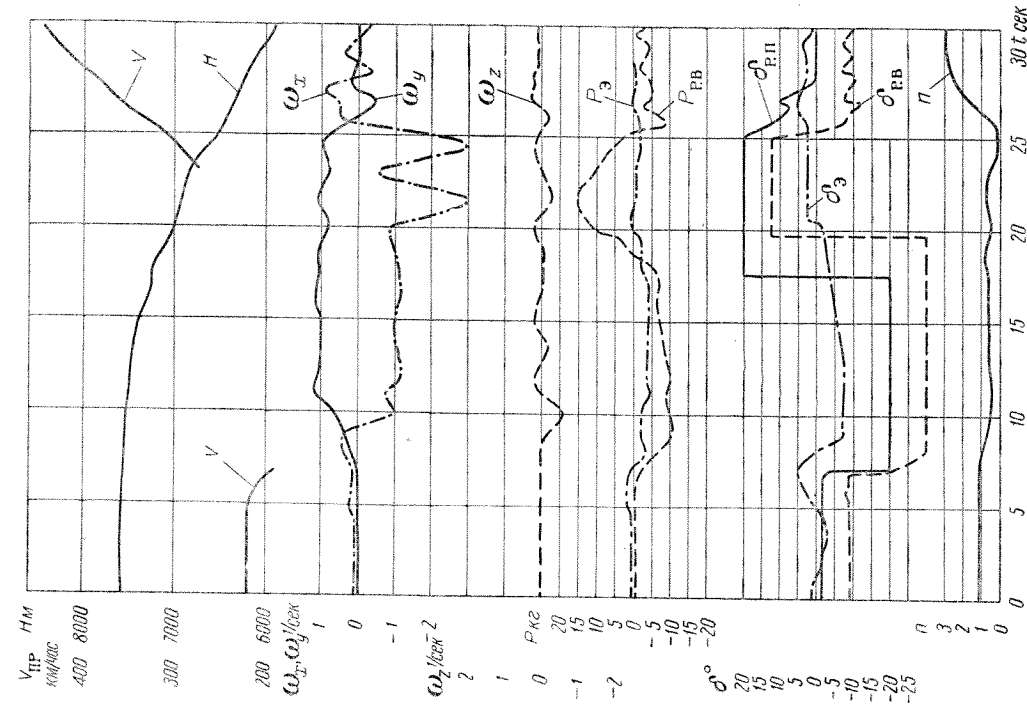
Фиг. 158. Правый штопор (по заданию до шести витков) с нейтральными элеронами. Малый газ.



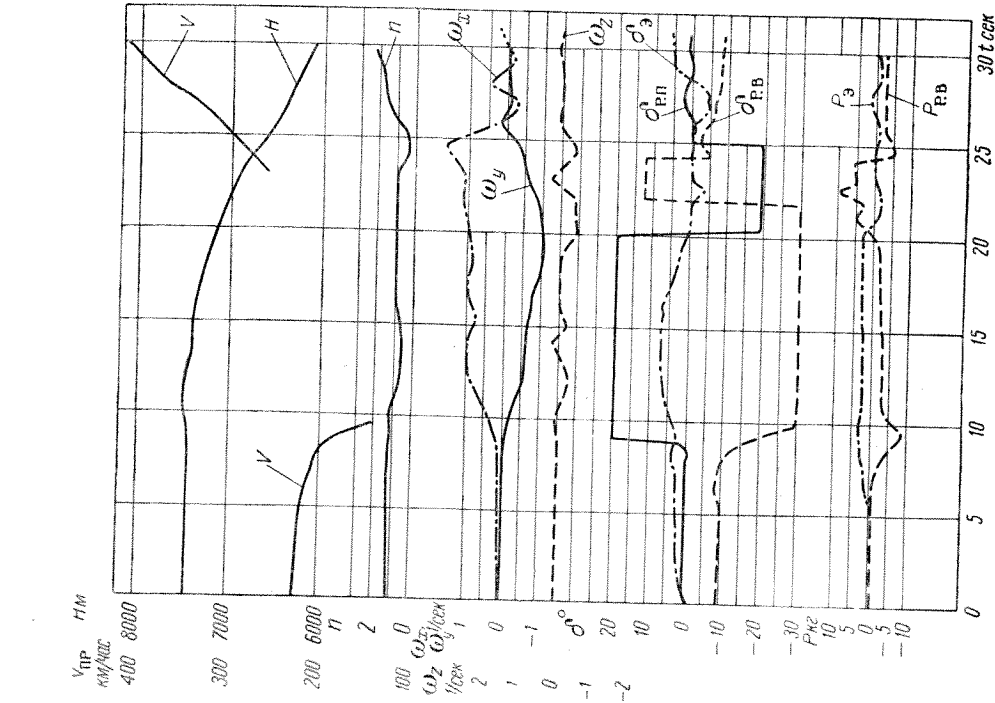
Фиг. 159. Левый штопор (по заданию до двух витков) с элеронами по штопору. Малый газ.



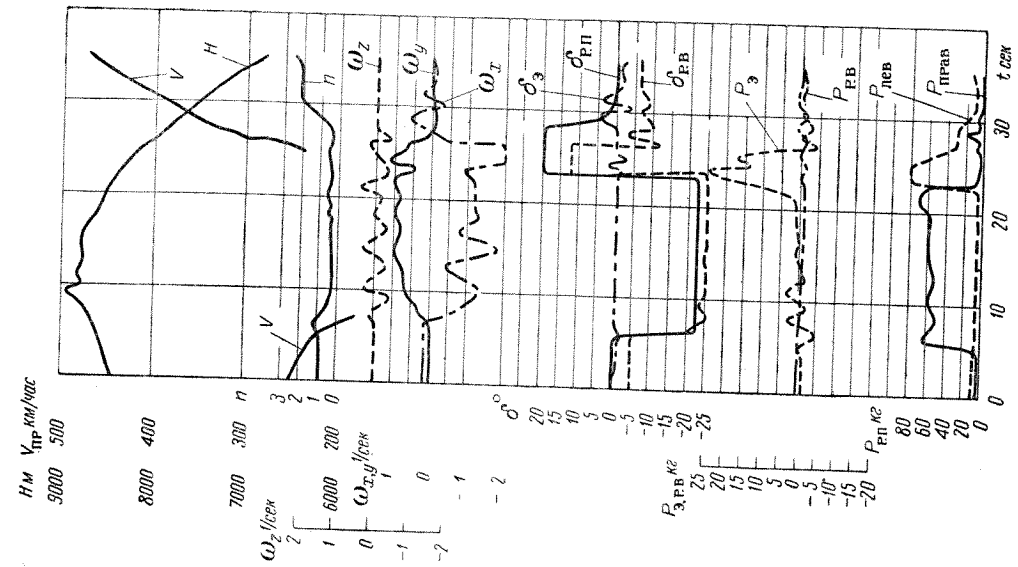
Фиг. 160. Правый штопор (по заданию до двух витков) с элеронами по штопору. Малый газ.



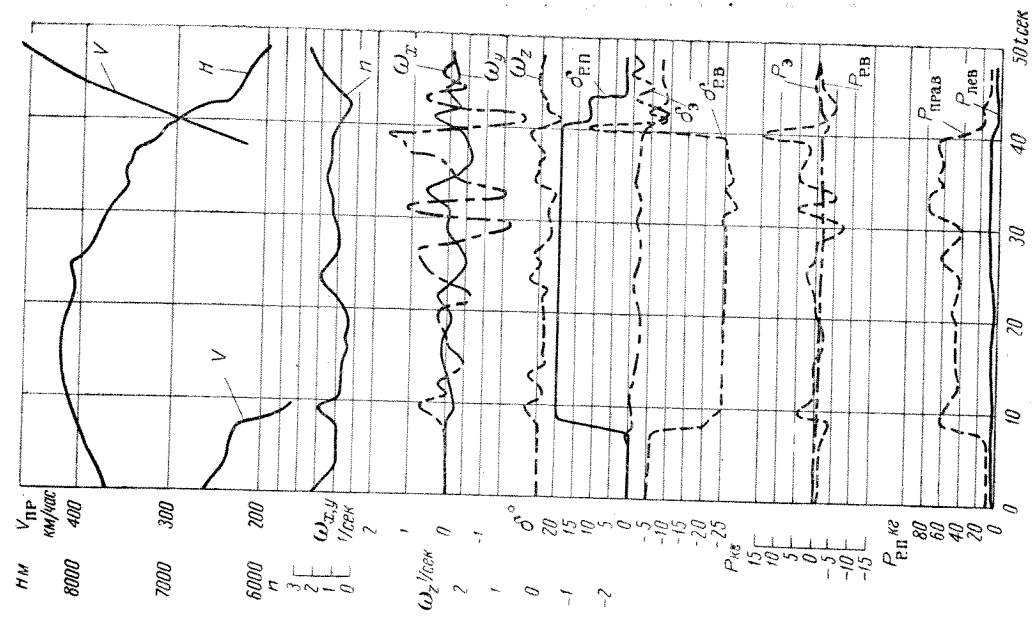
Фиг. 161. Левый штопор по двух витков с элеронами «против штопора». Малый газ.



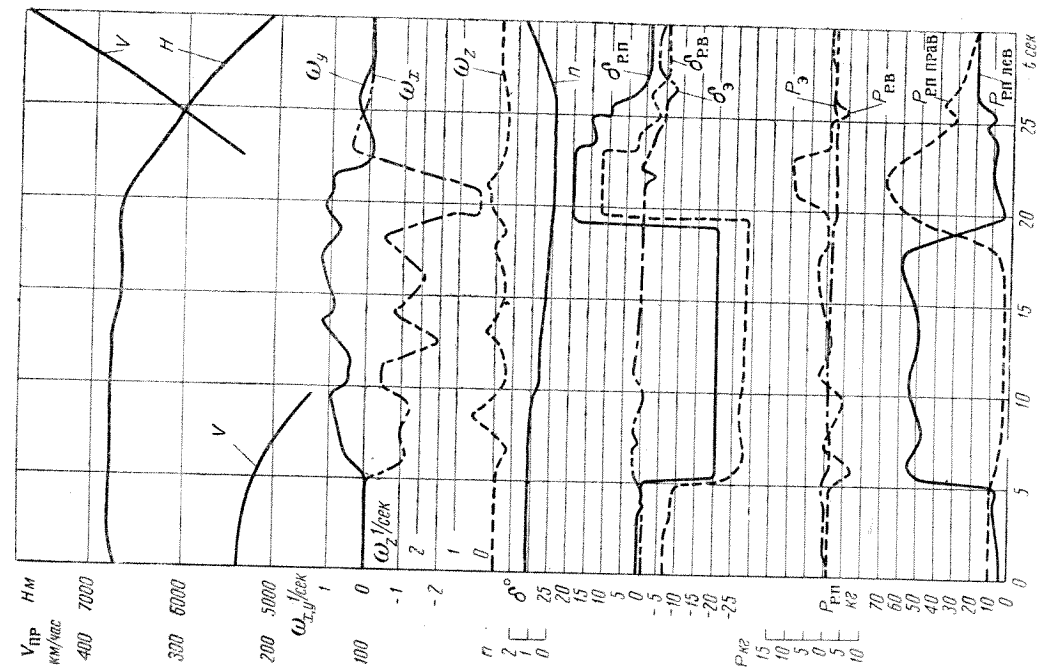
Фиг. 162. Правый штопор до двух витков с элеронами «против штопора». Малый газ.



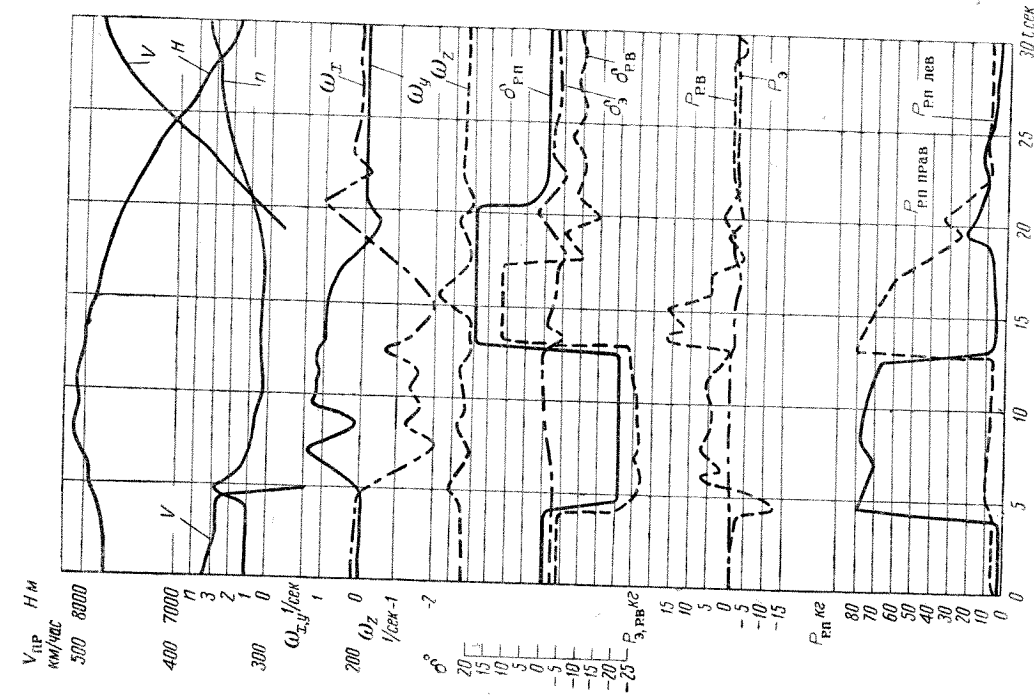
Фиг. 163. Левый штопор до двух витков, $n=11560$ об/мин.



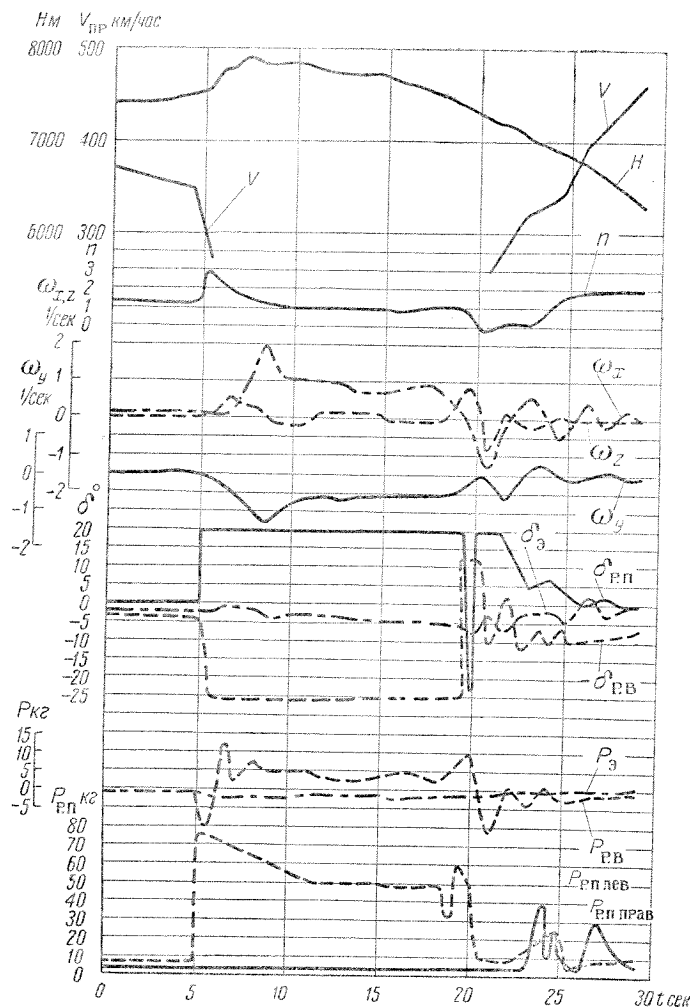
Фиг. 164. Правый штопор (по заданию до трех витков), $n=11560$ об/мин.



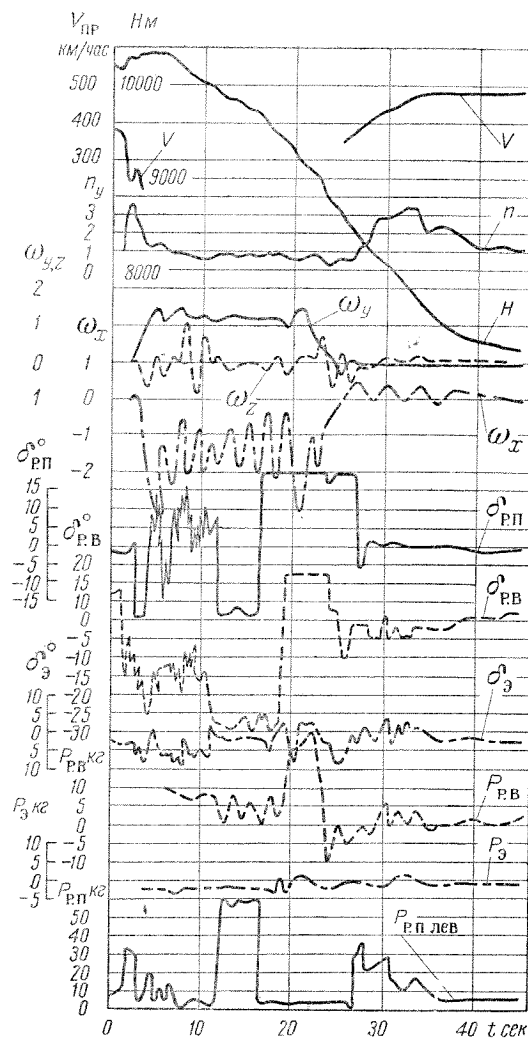
Фиг. 165. Левый штопор до трех витков с тормозными щитками. Малый газ.



Фиг. 166. Левый штопор при срыве с горизонтального полета со скоростью 350 км/час по прибору. Малый газ.



Фиг. 167. Правый штурвал при срыве с горизонтального полета со скорости 350 км/час по прибору. Малый газ.



Фиг. 168. Левый штурвал при непреднамеренном срыве (вследствие энергичного выбирания ручки) с высоты 10300 м со скорости 380 км/час по прибору, $n = 11560$ об/мин.

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА МИГ-15 С РД-45Ф НА ЧИСЛАХ $M > 0,92$

В ЛИИ МОП были произведены специальные летные испытания самолета МиГ-15 с двигателем РД-45Ф выпуска первых серий для определения летных характеристик при числах $M > 0,92$ и высотах более 10 000 м (см. также приложение 3)¹.

¹ Испытания самолетов МиГ-15 при числах $M = 0,92 - 1,03$ производились со специальным [redacted] не имеющим погрешностей в указанном диапазоне числа M . Серийный [redacted] установленный на самолете, не обеспечивает достаточно точного замера числа M при значениях $M > 0,92$. Данное примечание относится и к приложению 3.

Помещаемые данные качественно дополняют материалы, приведенные в гл. IV и V¹.

Испытаны в [redacted] самолеты [redacted]. Эти самолеты имели площадь осевой компенсации руля высоты, равную 19,1% от $S_{p.v}$.

¹ Самолет МиГ-15бис (с двигателем ВК-1) значительно отличается от самолета МиГ-15 (с двигателем РД-45Ф) помимо двигателя наличием гидроусилителя в управлении элеронами, увеличенной площадью осевой компенсации руля высоты, более эффективной (полной) формой носков осевой компенсации рулей высоты и поворота и крылом повышенной жесткости.

В результате проведенных испытаний получены следующие выводы для полета при числах $M > 0,92$ ¹.

Управляемый полет самолета МиГ-15 при числах $M = 0,92 - 1,0$ возможен. При этом для самолетов последующих серий и особенно для самолета МиГ-15бис с ВК-1 ввиду установки крыла повышенной жесткости зависимость характеристик управляемости от числа M более благоприятна.

В диапазоне чисел $M = 0,86 - 1,03$ полет на самолете характеризуется следующими данными (включая положения, приведенные в разд. „Управляемость“ гл. IV).

1. ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ И УСТОЙЧИВОСТЬ

В диапазоне $M = 0,85 - 0,91$ наблюдается небольшое падение усилий на ручке руля высоты в прямолинейном полете (появление пикирующего момента).

При $M > 0,91$ усилия на ручке „от себя“ резко нарастают и самолет кабрирует (фиг. 169—174). Возрастает также, начиная с $M \approx 0,9$, и изменение усилия на ручке при изменении центровки на 1% САХ — $\frac{dP_{p.v}}{dx_t}$ и усилия (при отклонении руля высоты), потребного для создания единицы перегрузки — $\frac{dP_{p.v}}{dn_y}$ и $\frac{d\delta_{p.v}}{dn_y}$ (фиг. 175 и 176).

¹ Одновременно для полноты оценки самолета приводятся особенности полета при значениях чисел M , несколько меньших, чем 0,92.

Попутно обнаружено, что с увеличением перегрузки выше $n = 3$ значения $\frac{dP_{p.v}}{dn_y}$ уменьшаются (фиг. 177).

Начиная с числа $M \approx 0,9$, заметно уменьшается эффективность руля высоты.

Триммер руля высоты эффективен во всем диапазоне чисел M до $M \approx 1$.

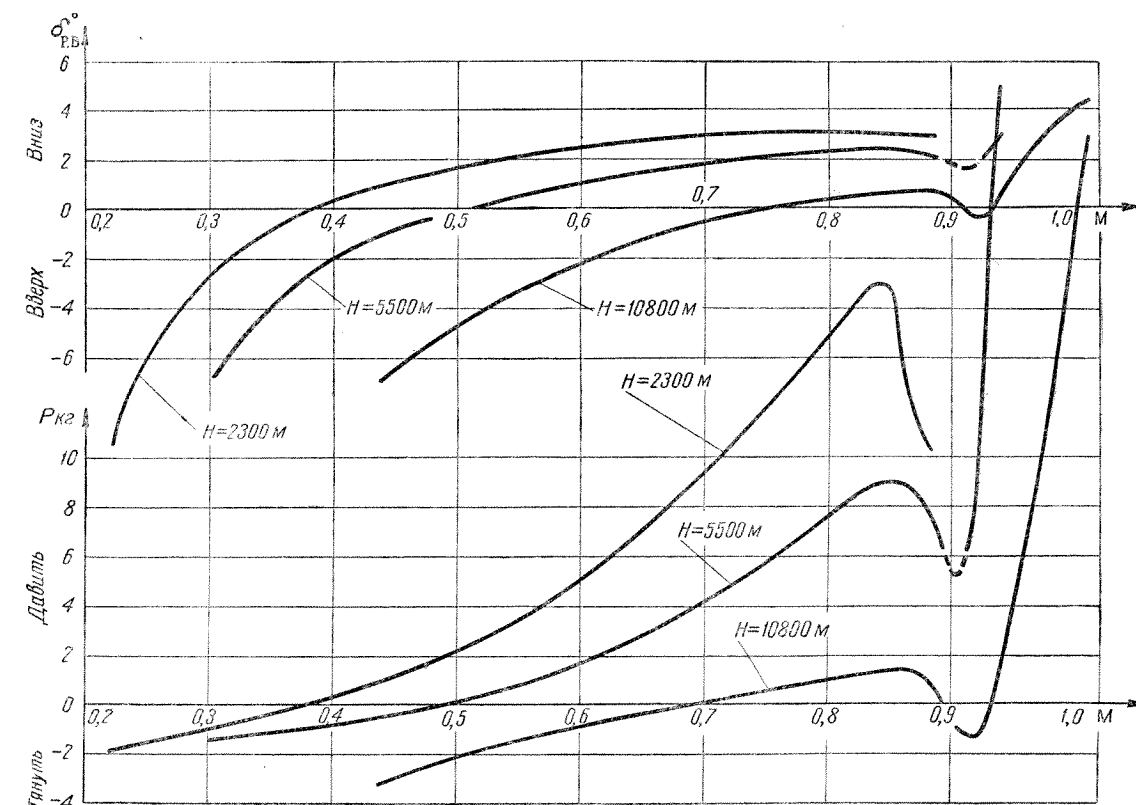
Самолет имеет статическую продольную устойчивость по перегрузке (как с зажатым, так и со свободным управлением) во всем диапазоне чисел M до $M \approx 1$.

В диапазоне чисел $M \approx 0,85 - 0,91$ имеется небольшая неустойчивость самолета по скорости, которая практически мало влияет на управляемость. Это явление летчик ощущает в некотором падении усилий „от себя“ на ручке руля высоты при $M = 0,85 - 0,91$ (см. фиг. 169—174).

Скольжение при числах M до $M = 1$ не оказывает заметного влияния на продольную балансировку самолета (в частности, при пикировании).

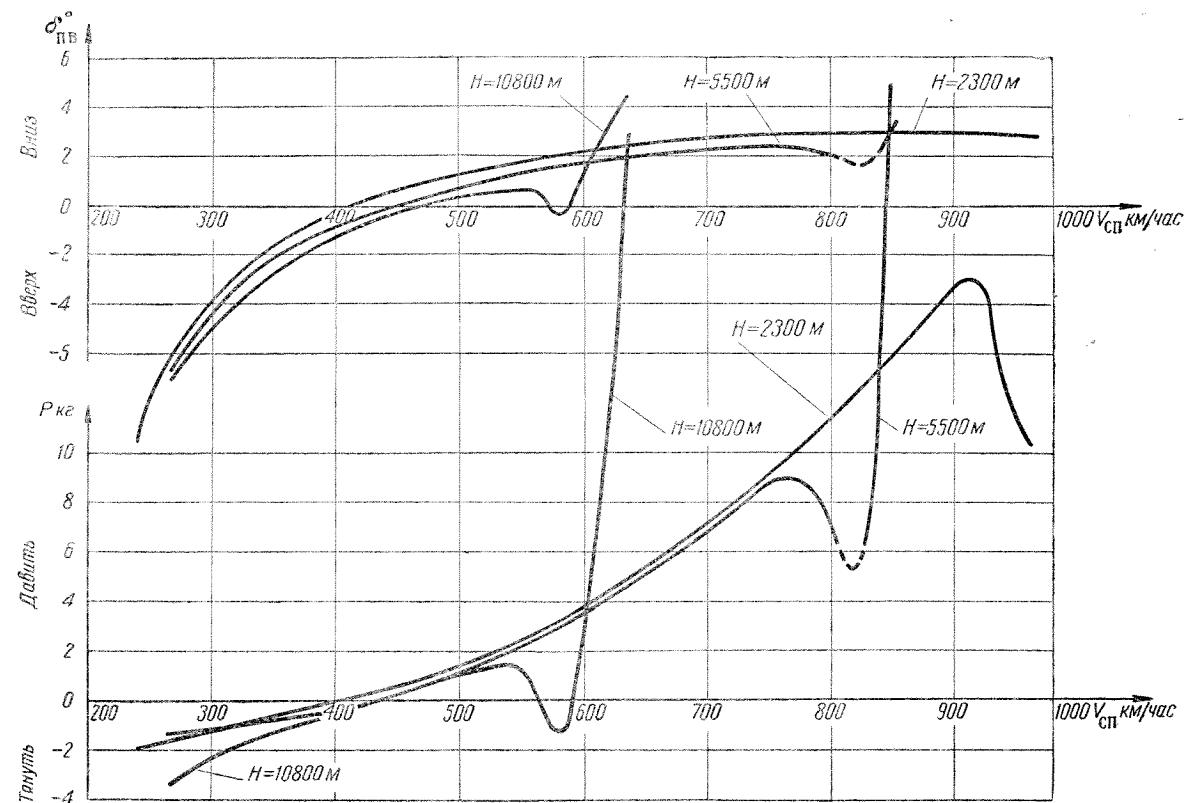
2. ПОПЕРЕЧНАЯ И ПУТЕВАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ И УСТОЙЧИВОСТЬ

При числах $M > 0,92$ и высотах полета более 10 000 м у испытываемых экземпляров самолетов имелось произвольное кренение — валежка. Наиболее интенсивная валежка наблюдалась при числе $M = 0,95 - 0,96$. Это явление, обусловленное возможной производственной несимметрией самолета, при числах $M > 0,92$ усиливается вслед-

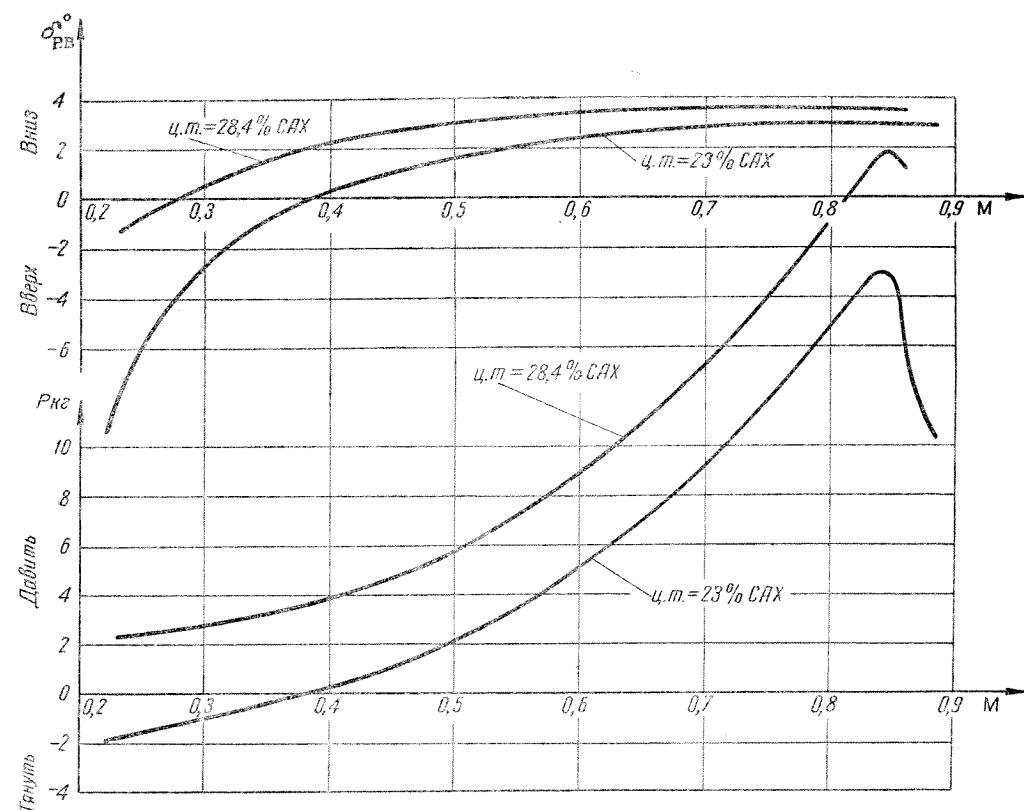


Фиг. 169. Углы отклонения руля высоты и усилия на ручке управления при прямолинейном полете без крена ($\gamma = 0$).

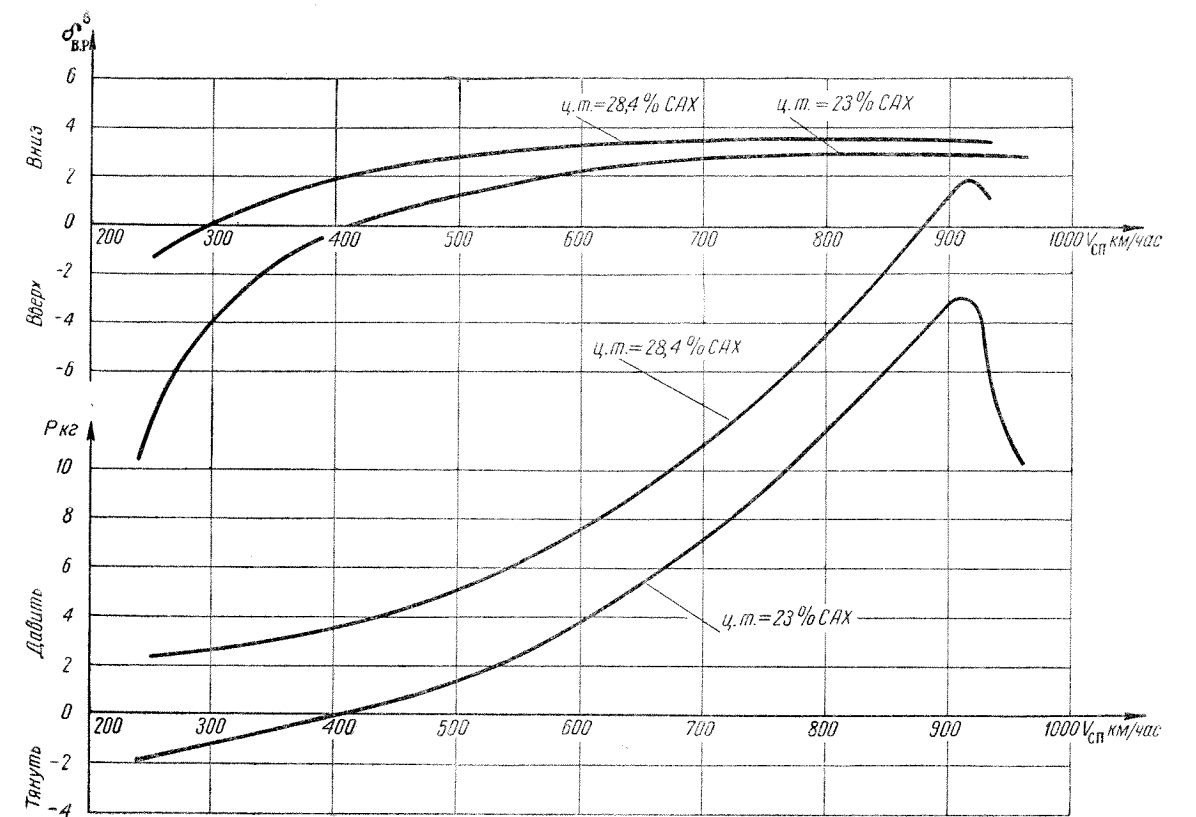
Центровка $\bar{x}_t = 23\%$ САХ; $n = 12300$ об/мин; $\tau_{трим} = 0^\circ$; $S_{o.k}/S_{p.v} = 0,191$. Самолет МиГ-15 с РД-45Ф № 3810302.



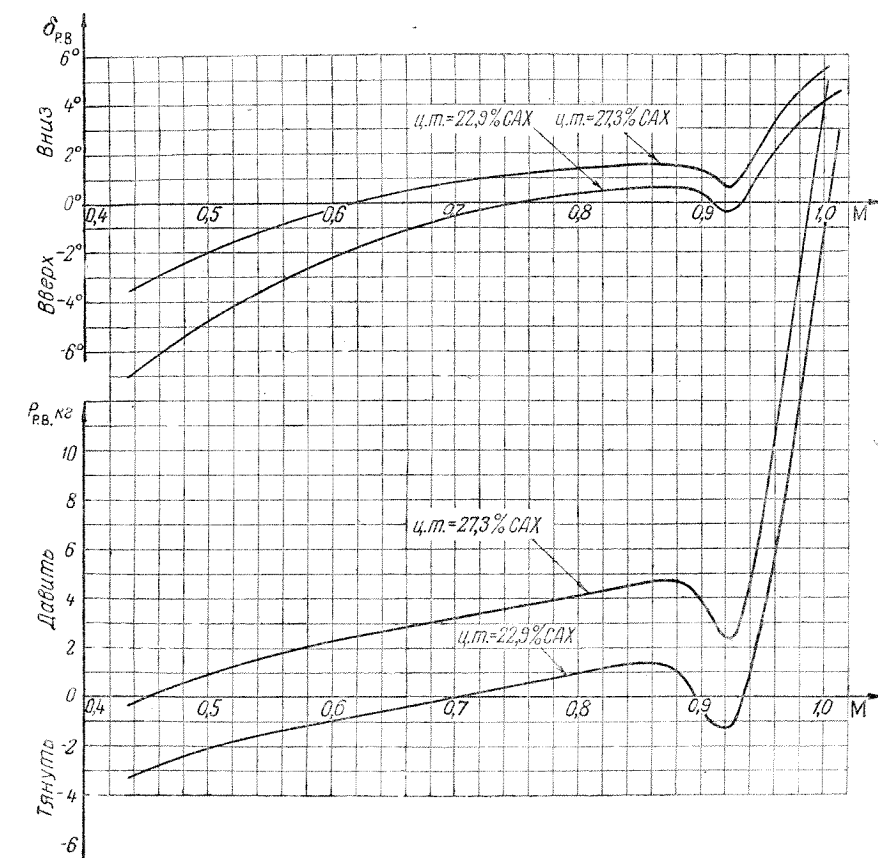
Фиг. 170. Углы отклонения руля высоты и усилия на ручке управления при прямолинейном полете без крена ($\gamma = 0^\circ$).
 Центровка $\bar{x}_T = 23\%$ САХ; $n = 12300$ об/мин; $\tau_{трим} = 0^\circ$; $S_{о.к}/S_{р.в} = 0,191$
 (самолет МиГ-15 с РД-45Ф)



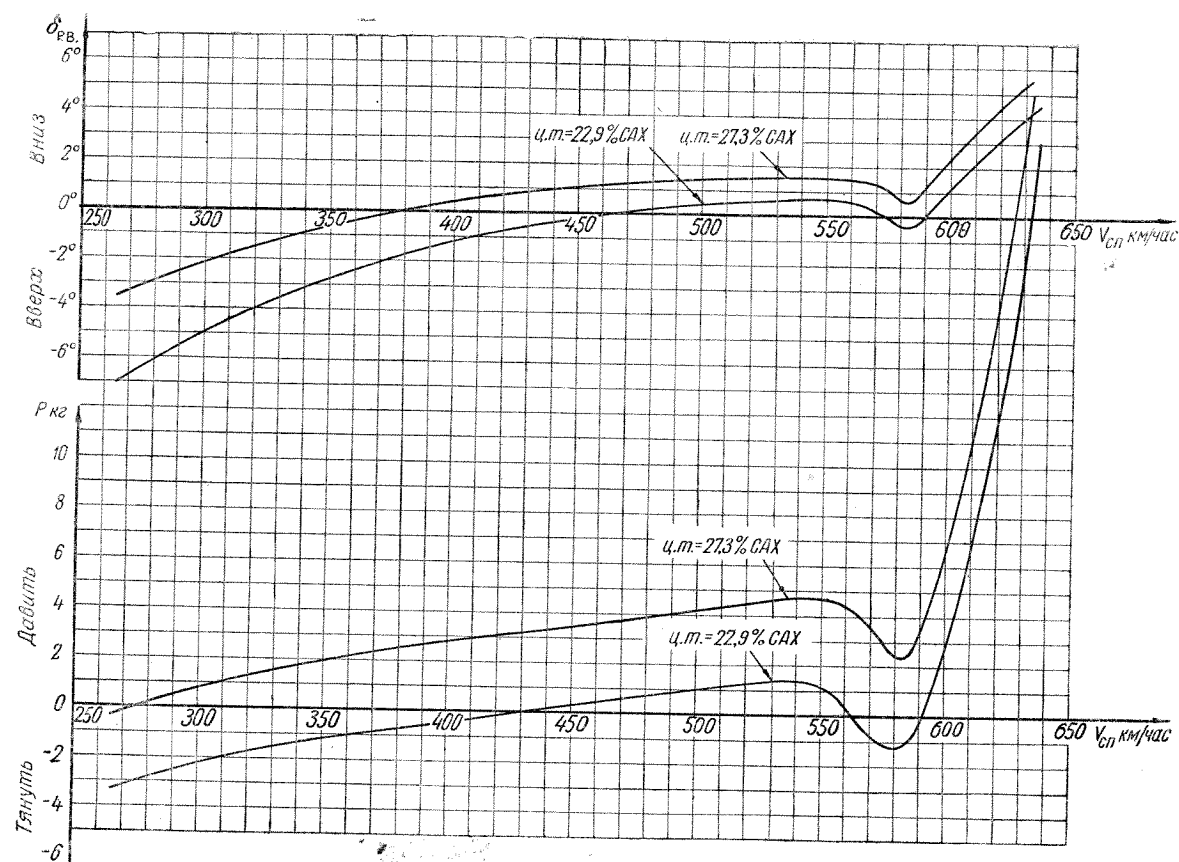
Фиг. 171. Углы отклонения руля высоты и усилия на ручке управления при прямолинейном полете без крена ($\gamma = 0^\circ$).
 $H = 2300$ м; $n = 12300$ об/мин; $\tau_{трим} = 0^\circ$; $S_{о.к}/S_{р.в} = 0,191$
 (самолет МиГ-15 с РД-45Ф)



Фиг. 172. Углы отклонения руля высоты и усилия на ручке управления при прямолинейном полете без крена ($\gamma = 0^\circ$).
 $H = 2300$ м; $n = 12300$ об/мин; $\tau_{трим} = 0^\circ$; $S_{о.к}/S_{р.в} = 0,191$
 (самолет МиГ-15 с РД-45Ф)

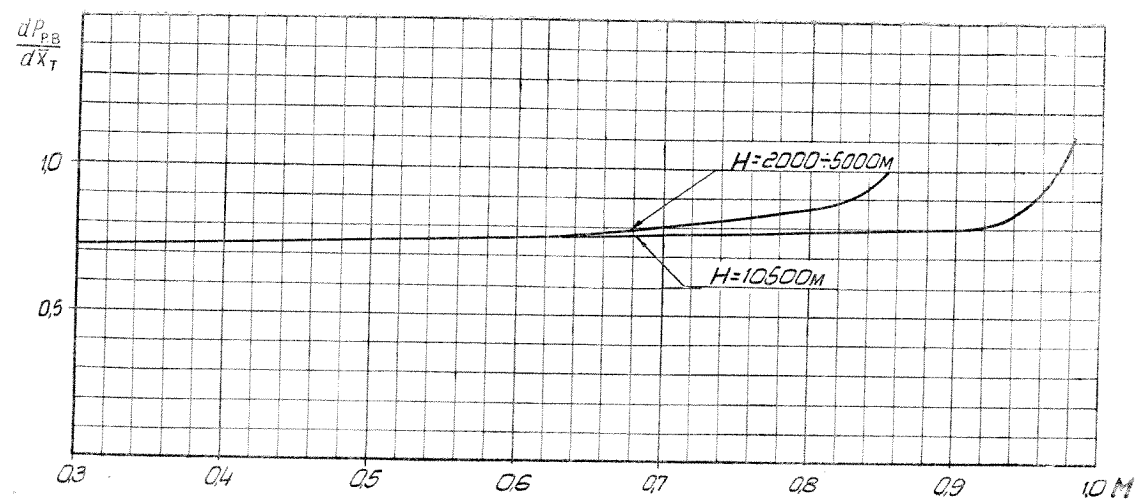


Фиг. 173. Углы отклонения руля высоты и усилия на ручке управления при прямолинейном полете без крена ($\gamma = 0^\circ$).
 $H = 10800$ м; $n = 12300$ об/мин; $\tau_{трим} = 0^\circ$; $S_{о.к}/S_{р.в} = 0,191$
 (самолет МиГ-15 с РД-45Ф)

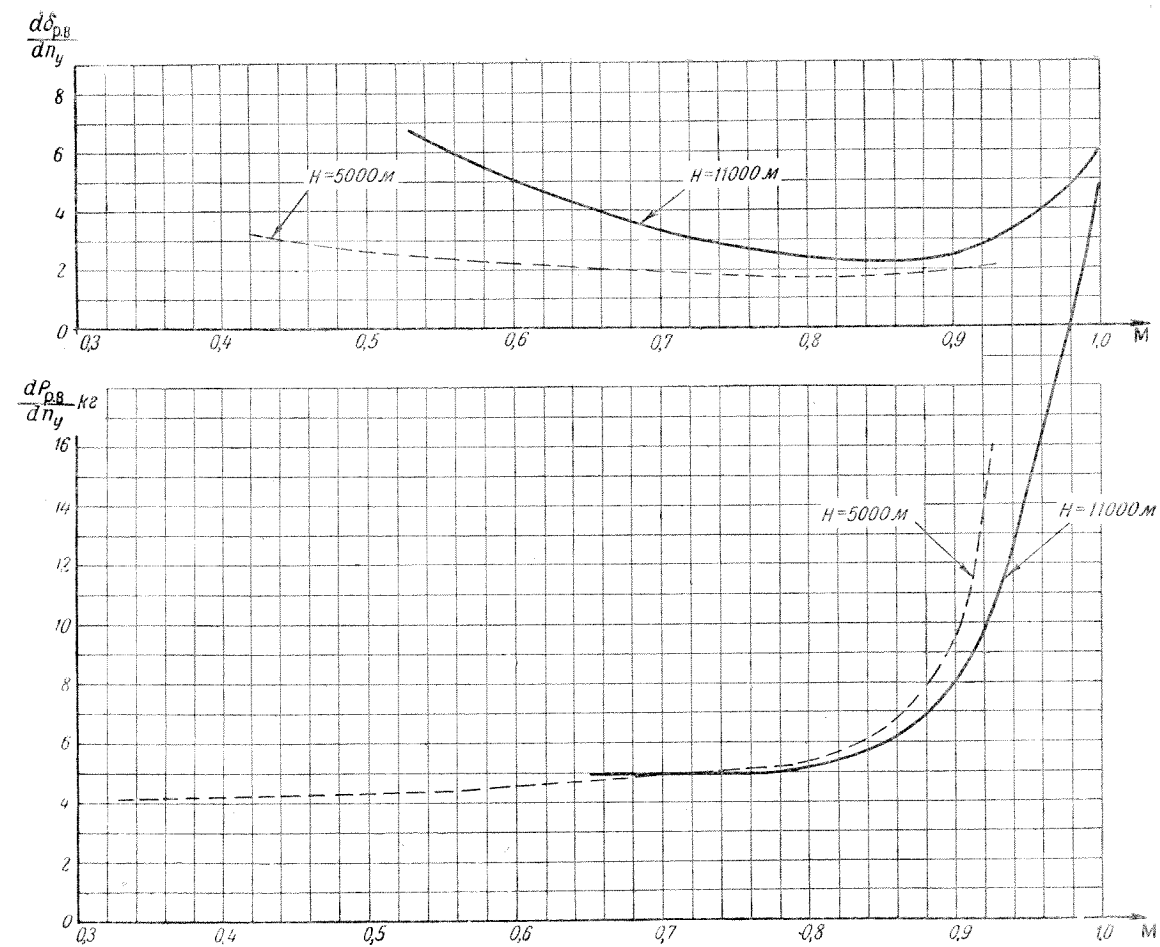


Фиг. 174. Углы отклонения руля высоты и усилия на ручке управления при прямолинейном полете без крена ($\gamma = 0^\circ$).

$H = 10800$ м; $n = 12300$ об/мин; $\tau_{\text{трим}} = 0^\circ$; $S_{o.k}/S_{p.v} = 0,191$
(самолет МиГ-15 с РД-45Ф)

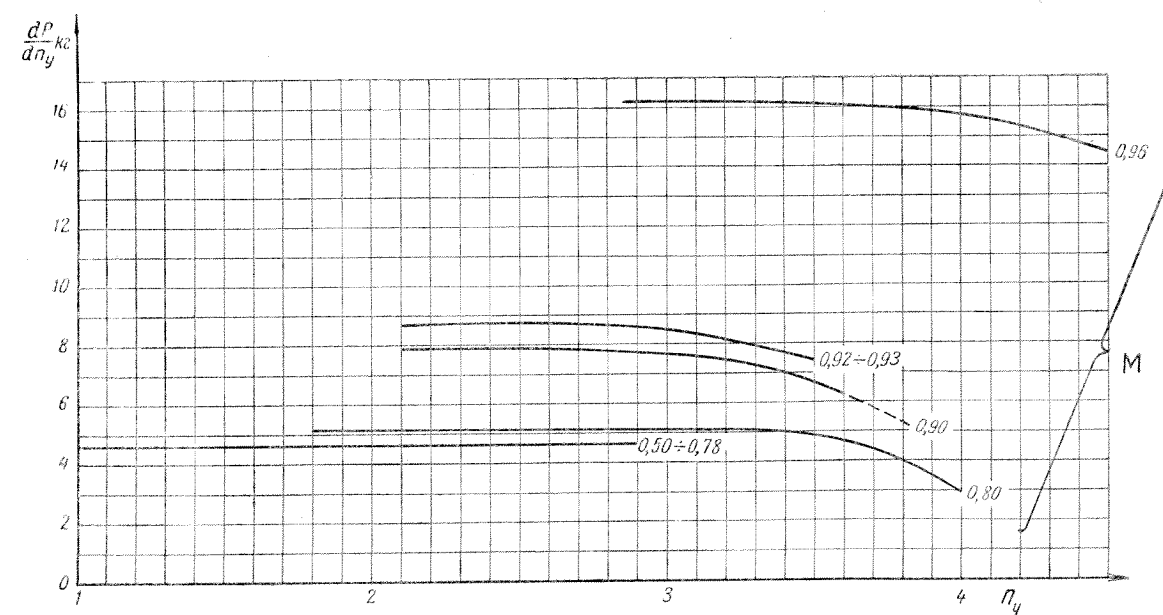


Фиг. 175. Усилие на ручке управления рулем высоты, соответствующее изменению центровки на 1% САХ. Самолет МиГ-15 с РД-45Ф.



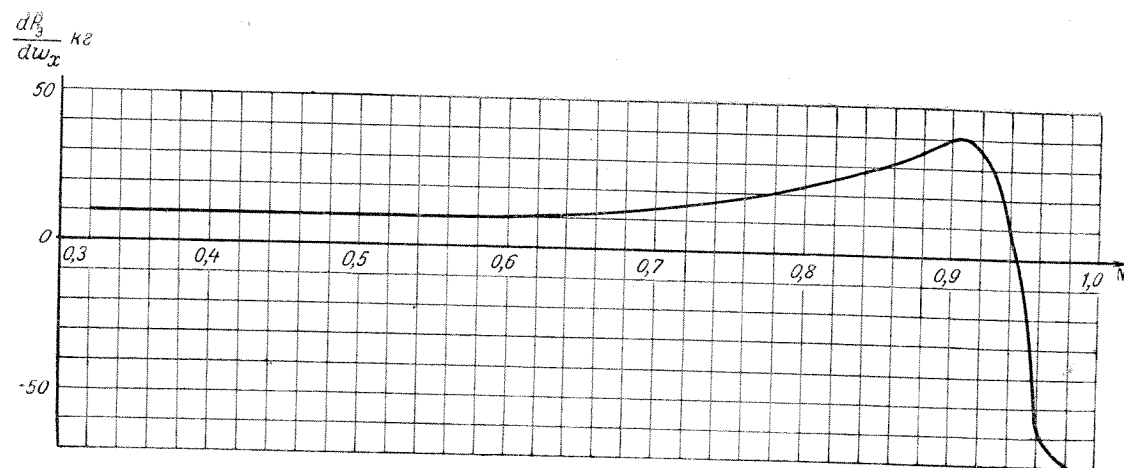
Фиг. 176. Углы отклонения руля высоты и усилия на ручке управления, необходимые для создания единичной перегрузки.

Центровка $\bar{x}_T \approx 23,7\%$ САХ; $\tau_{\text{трим}} = 0^\circ$;
 $S_{o.k}/S_{p.v} = 0,191$ (при $M \geq 0,9$, $n = 12300$ об/мин).
Самолет МиГ-15 с РД-45Ф.

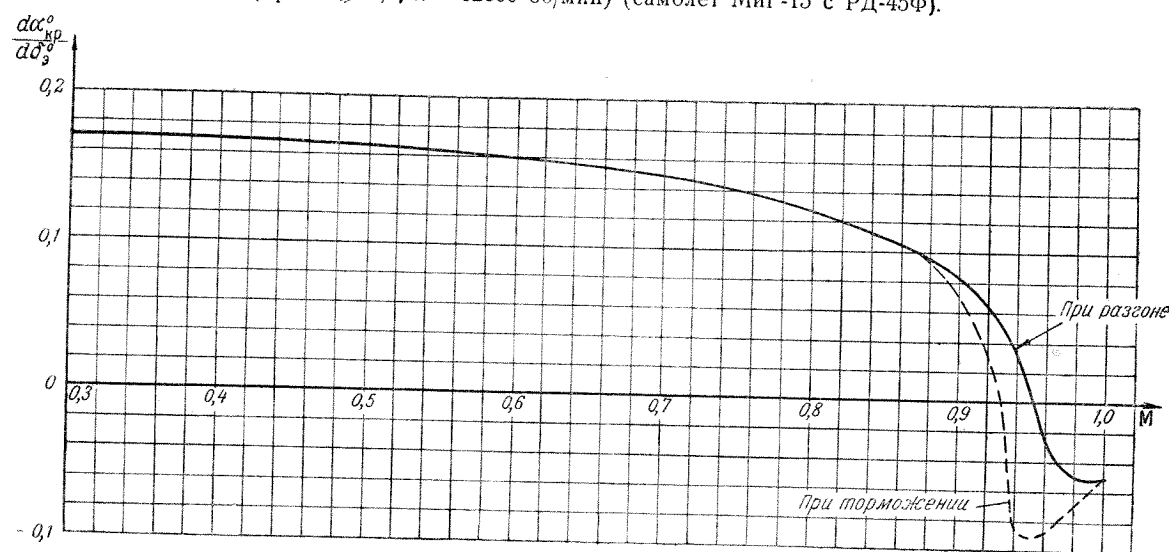


Фиг. 177. Усилие на ручке управления, необходимое для создания единичной перегрузки на высоте $H = 11000$ м.

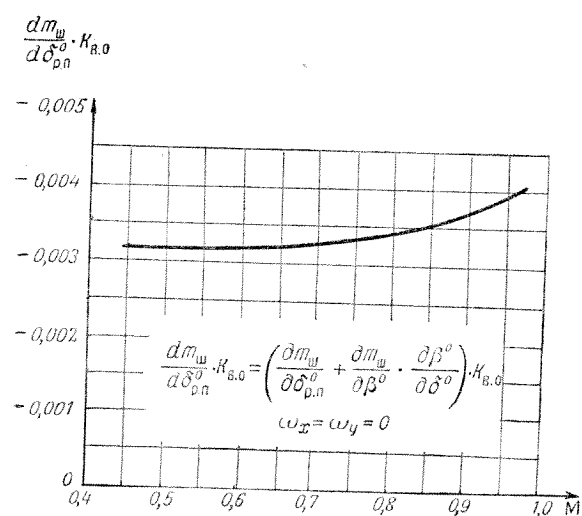
Центровка $\bar{x}_T = 23,7\%$ САХ; $\tau_{\text{трим}} \approx 0^\circ$;
 $S_{o.k}/S_{p.v} = 0,191$ (при $M \geq 0,9$, $n = 12300$ об/мин).
Самолет МиГ-15 с РД-45Ф.



Фиг. 178. Усилие на ручке, потребное для создания угловой скорости крена в 1 рад/сек.
 $H=5000$ м и 11000 м; $\tau_{трим} \approx 0^\circ$; элероны без гидроусилителя
 (при $M \geq 0,9$, $n=12300$ об/мин) (самолет МиГ-15 с РД-45Ф).



Фиг. 179. Эффективность элеронов $\frac{d\alpha_{кр}}{d\delta_3^0}$ (изменение угла атаки в концевом сечении крыла на 1° отклонения элеронов).
 $H=5000$ м и 11000 м; $\tau_{трим} \approx 0^\circ$; элероны без гидроусилителя
 (при $M \geq 0,9$, $n=12300$ об/мин) (самолет МиГ-15 с РД-45Ф).



Фиг. 180. Изменение коэффициента шарнирного момента руля поворота при отклонении руля на 1° ; $S_{р.п}=1,0$ м²; $b_A=0,441$ м (данные получены из обработки установившихся скольжений).
 Самолет МиГ-15 с РД-45Ф.

ствие срыва потока на крыле и элеронах. Несимметричный срыв потока на крыле вызывает большой кренящий момент; срыв потока на элеронах снижает эффективность элеронов.

На высотах меньше 3000 м, где плотность воздуха значительно больше, чем на высоте $H \approx 10000$ м, как уже отмечалось ранее в гл. IV, валежка на самолете может возникнуть, начиная с $M \approx 0,88$, в связи с повышенными упругими деформациями крыла; эти деформации вызываются большими силами на крыле и элеронах, получающимися при полете на больших скоростях в воздухе повышенной плотности (по сравнению $(H \approx 10000$ м).

Для парирования резко нарастающей валежки может нехватить и полного отклонения элеронов, поэтому полет на скоростях с резкой валежкой недопустим.

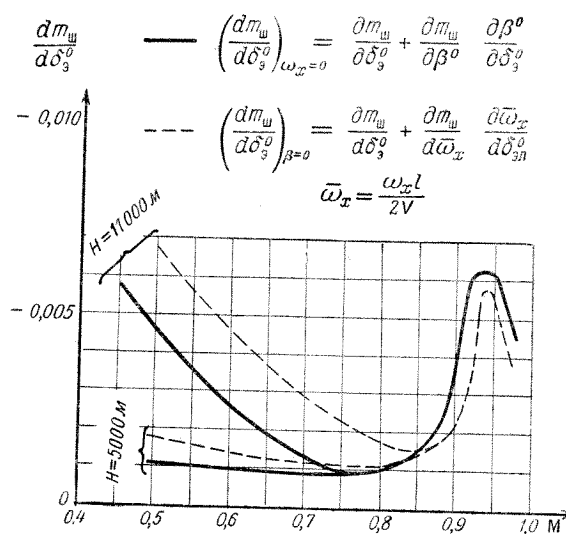
При числе $M > 0,9$ эффективность элеронов заметно уменьшается и при $M=0,93-0,95$ становится равной нулю.

При $M > 0,95$ (до $M \approx 1$) действие элеронов ста-

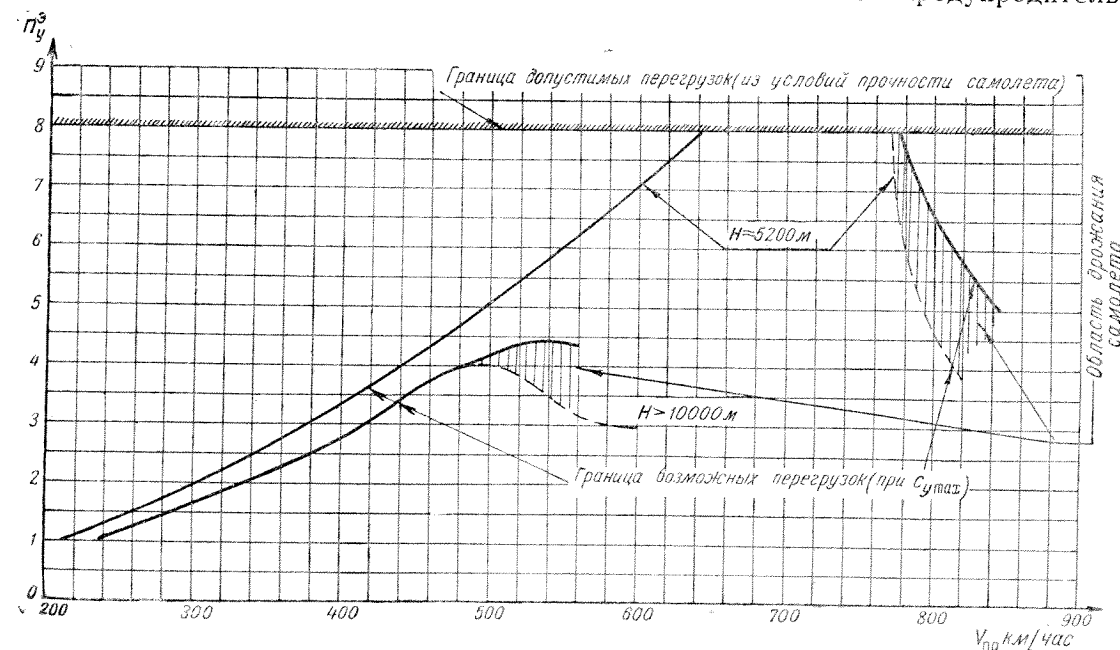
новится обратным (т. е. при отклонении правого элерона вниз самолет кренится не влево, а вправо); при этих числах M крен можно создавать при помощи руля поворота. Усилия на ручку при отклонении элеронов при $M > 0,9$ начинают уменьшаться и при $M > 0,95$ также становятся обратными (летчик ощущает как бы перекомпенсацию элеронов) (фиг. 178 и 179).

При числах $M \approx 0,87-0,95$ на самолете наблюдается обратная реакция по крену на дачу ноги (см. также гл. IV, разд. 4); при числах $M > 0,95$ нормальная реакция на дачу ноги восстанавливается.

При $M > 0,85$ углы отклонения руля поворота и соответствующие им усилия на педалях, потребные для создания скольжения самолета, значительно возрастают.



Фиг. 181. Изменение коэффициента шарнирного момента элеронов при отклонении элеронов на 1° .
 $2 S_3 = 1,01$ м²; $b_{A_3} = 0,269$ м.
 — $\omega_x = 0$, данные получены из установившихся скольжений;
 --- $\beta = 0$, данные получены из дач элеронов (самолет МиГ-15 с РД-45Ф и с ВК-1).



Фиг. 182. Максимально возможные эксплуатационные перегрузки самолета МиГ-15 с РД-45Ф.

Самолет обладает статической путевой устойчивостью (как с зажатым, так и со свободным управлением) на всем диапазоне чисел M до $M=1$.

Примечание. На фиг. 180 приведены полученные при испытаниях значения изменения коэффициента шарнирного момента руля поворота (с учетом торможения потока у оперения) при отклонении руля на 1° .

$$\frac{dm_{ш}}{d\delta_{р.п}} k_{в.о} = \frac{M_{ш}(\delta=1^\circ)}{S_{р.п} b_{A.п} q}$$

На фиг. 181 приведены значения шарнирного момента элеронов

$$\frac{dm_{ш}}{d\delta_3^0} = \frac{M_{ш}(\delta=1^\circ)}{2 S_3 b_{A.3} q}$$

3. ВОЗМОЖНЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ САМОЛЕТА

На фиг. 182—184 показаны возможные максимальные перегрузки на различных высотах и скоростях, полученные по летным испытаниям в ЛИИ МОП. График фиг. 184 построен по расчету с использованием c_y по фиг. 185; при этом для $H=0$ c_y взят по $H=5200$ м и для $H=15000$ м c_y взят по $H=10000$ м (см. также фиг. 50 по испытаниям ГК НИИ ВВС).

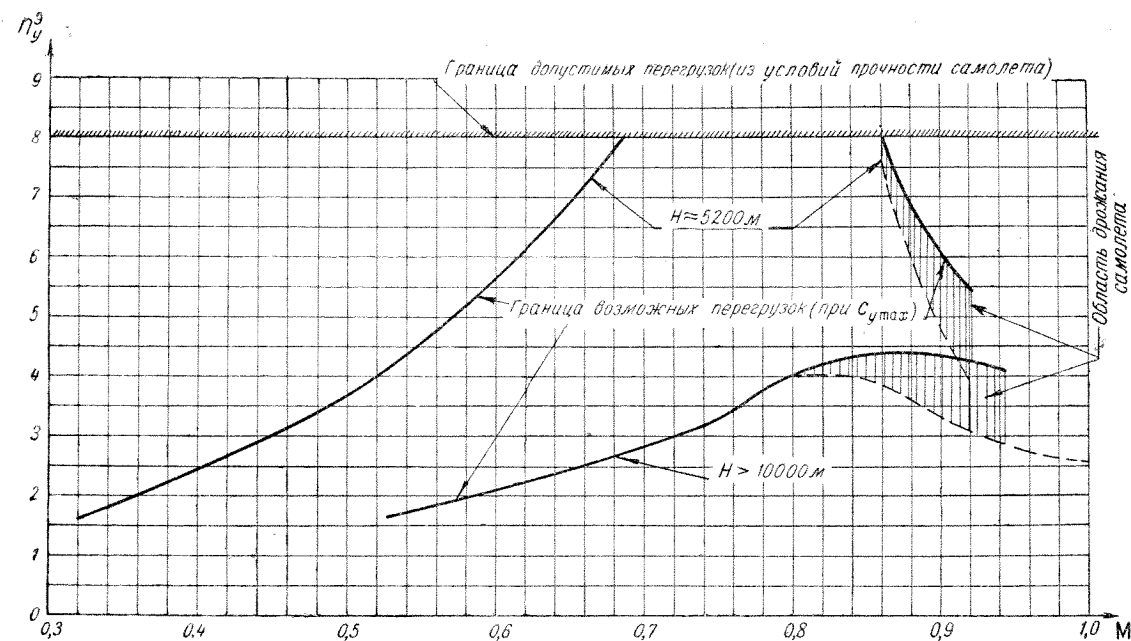
Графики показывают, что максимальную допустимую эксплуатационную перегрузку $n_y=8$ самолет может достичь только в определенном диапазоне высот и чисел M полета.

На высотах более 6400 м достичь перегрузку $n_y=8$ невозможно.

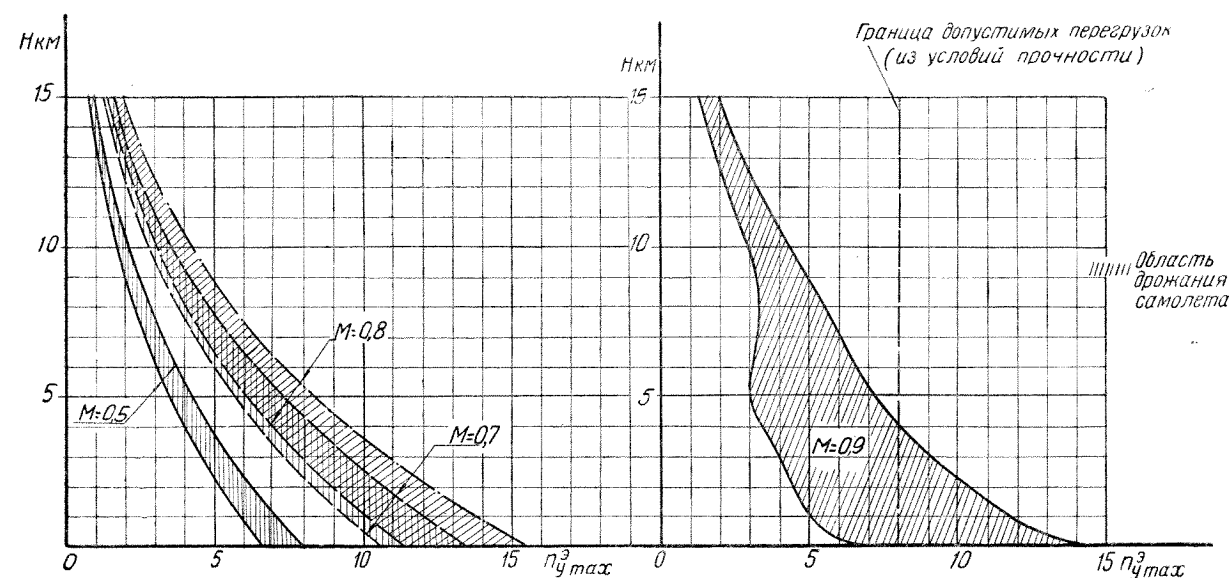
На высотах $H=5000$ м перегрузку $n_y=8$ можно достичь только в диапазоне $M=0,69-0,86$ (или $V=640-770$ км/час по прибору).

На высоте 10000 м и больше нельзя достичь перегрузки больше, чем $n_y \approx 4-4,5$, при этом должно быть $M=0,78-0,95$ (или $V \approx 480-580$ км/час по прибору); при других скоростях перегрузка меньше.

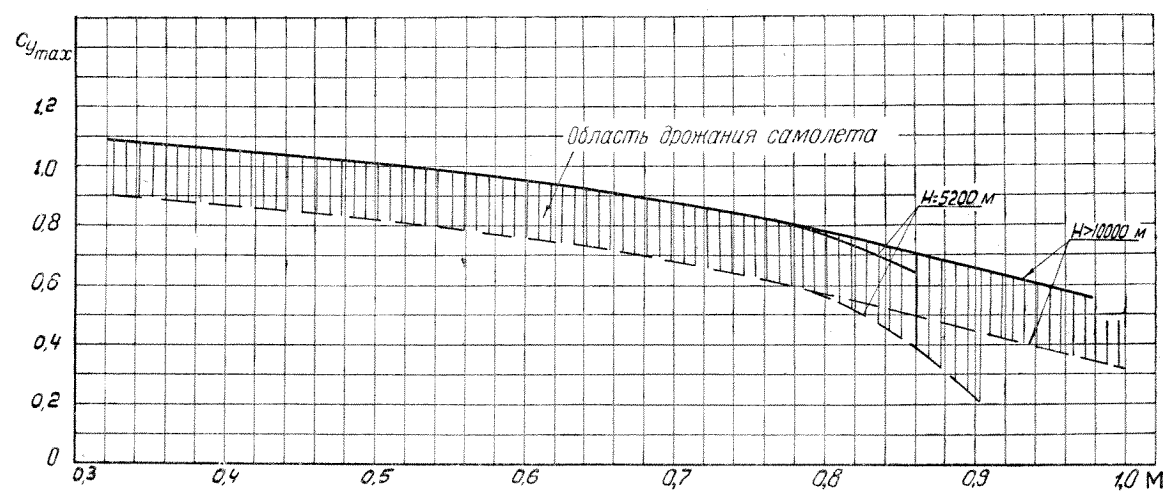
При приближении к режиму максимальной перегрузки (для данной высоты и скорости полета) самолет испытывает предупредительное дрож-



Фиг. 183. Максимально возможные эксплуатационные перегрузки самолета МиГ-15 с РД-45Ф.



Фиг. 184. Максимально возможные перегрузки самолета (значения n_y для $H < 5200$ м подсчитаны по $c_{y \max}$, полученному на $H = 5200$ м).
Самолет МиГ-15 с РД-45Ф.



Фиг. 185. Коэффициент максимальной подъемной силы самолета.

ние (потряхивание) и покачивание с крыла на крыло, сопровождающееся рысканьем.

В общем на режиме максимальной перегрузки поведение самолета качественно такое же, как и на режиме минимальной скорости. Явление дрожания самолета при приближении к режиму максимальной перегрузки указывает на выход самолета на значения максимального коэффициента подъемной силы $c_{y \max}$ (т. е. критические углы атаки).

Полученные из обработки материалов летного эксперимента значения $c_{y \max}$ приведены на фиг. 185. (Кривые проведены с осреднением точек эксперимента).

При этом верхняя сплошная кривая дает собственно значения $c_{y \max}$, а нижняя пунктирная кривая — предельные значения c_y , соответствующие нормальному полету, еще не требующему от летчика повышения внимания. Аналогично этому проведены сплошные и пунктирные кривые на графиках перегрузок (фиг. 184).

ПРИЛОЖЕНИЕ 3

ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА МиГ-15бис С ВК-1 НА ЧИСЛАХ $M > 0,92$

В ЛИИ МОП были также проведены специальные летные испытания самолета МиГ-15 бис с двигателем ВК-1 и крылом с повышенной жесткостью (самолет № 53210618) на определение летных характеристик при числах $M > 0,92$ и высотах более 5000 м.

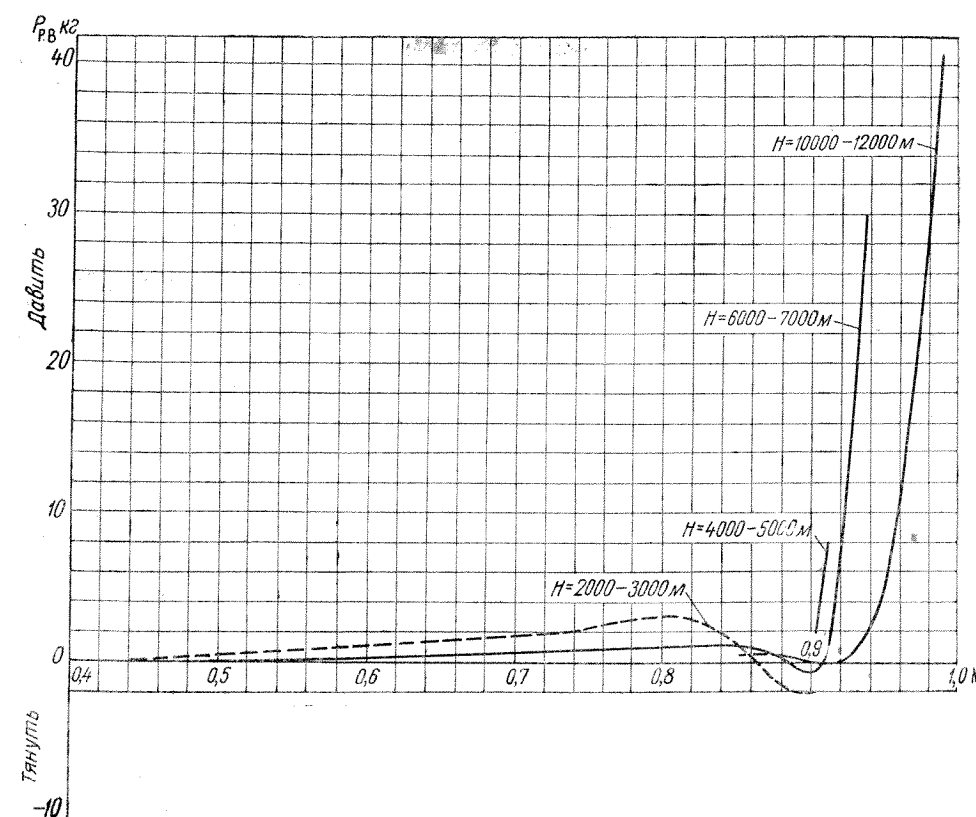
Указанные испытания в целом качественно совпали с испытаниями самолетов МиГ-15 с РД-45Ф, описанными в приложении 2.

Усилия на ручке руля высоты самолета МиГ-15бис с ВК-1 приведены на фиг. 186.

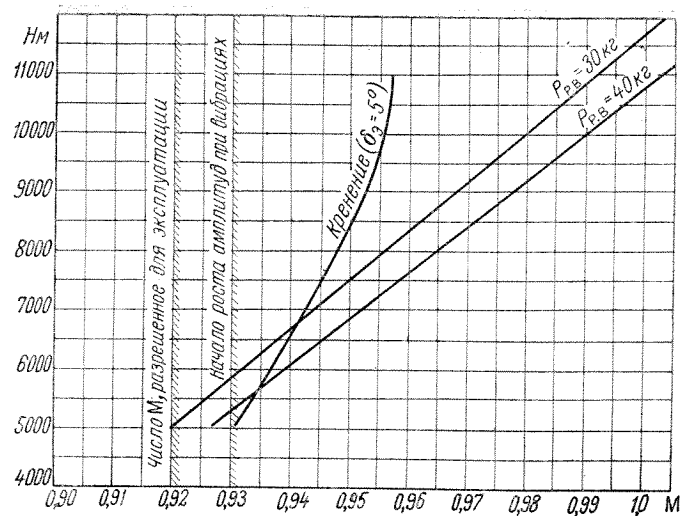
У самолета МиГ-15бис с ВК-1 и крылом с повышенной жесткостью интенсивное кренение на-

ступает при больших числах M , чем у самолета МиГ-15 с РД-45Ф, и, кроме того, потеря эффективности элеронов заметна в более узком диапазоне чисел M , а именно при $M \approx 0,95-0,97$.

При полетах самолета МиГ-15бис с ВК-1 при $M > 0,92$ было обнаружено еще одно явление, присущее полетам на околозвуковых скоростях. Начиная с $M \approx 0,93$, самолет имеет незначительные вибрации конструкции, которые не мешают пилотированию самолета. Эти вибрации связаны с нарушениями обтекания самолета при появлении на его поверхности местных звуковых скоростей.



Фиг. 186. Усилия на ручке управления при прямолинейном полете.
Центровка $\bar{x}_T = 25-26\%$ САХ; $\tau_{\text{трим}} = 0^\circ$; $S_{0.к}/S_{р.в} = 0,189$.
Самолет МиГ-15бис с ВК-1 и крылом повышенной жесткости.



Фиг. 187. Особенности управляемости самолета МиГ-15бис с ВК-1 и крылом повышенной жесткости при числах $M > 0,92$ и $H > 5000$ м.

Особенности пилотирования самолета МиГ-15бис с ВК-1 при числах $M > 0,92$, которые могут быть наиболее заметны летчику и выражающиеся в:

- значительных усилиях на ручке руля высоты, порядка 30—40 кг;
- интенсивном кренении, требующем отклонения элеронов на угол около 5° ;
- появлении вибраций—дрожание конструкции (ощутимое летчиком, но не мешающее пилотированию),

отражено на фиг. 187 в виде зависимости чисел M , при которых начинаются указанные явления, от высоты полета.

В целом полеты самолета МиГ-15бис с ВК-1 при числах $M > 0,92$ произведены в ЛИИ МОП нормально и обеспечили выполнение намеченной программы, как и проведенные перед этим полеты самолетов МиГ-15 с РД-45Ф, описанные в приложении 2.

Испытания самолетов МиГ-15бис до числа $M = 1$ продолжаются в ЛИИ МОП и в ГК НИИ ВВС.

ПРИЛОЖЕНИЕ 4

ФАКТИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ ПОЛЕТОВ

Полеты самолета МиГ-15 с РД-45Ф

На фиг. 188—203 приводятся графические записи по времени изменения характеристик самолета при некоторых полетах, проводившихся для изучения поведения самолета МиГ-15 с РД-45Ф при полете на числах $M > 0,92$ и высотах больше 10000 м (для сравнения на фиг. 192, 193 и 198 даны записи для полета на высотах меньше 10000 м). Здесь помещены данные разгонов на планировании, неуставившихся виражей, горок, неуставившегося скольжения и отклонения элеронов.

При проведении испытаний значения чисел $M > 0,92$ получались путем снижения самолета, так как в горизонтальном полете самолет не может развить таких скоростей. Режимы основных полетов выполнялись следующим образом.

На заданной высоте 12500—13500 м при $n = 12000$ об/мин (двигатель РД-45Ф) производился разгон самолета в горизонтальном полете до V_{\max} , после чего самолет полого пикировал при $n = 12300$ об/мин до заданного числа M ; на этом участке летчику разрешалось пользоваться триммерами, затем производился выход из пикирования на режиме малого газа до значения $V = 300—400$ км/час по прибору.

Области значений n_y , n_z , δ_z и P_z , отмеченные

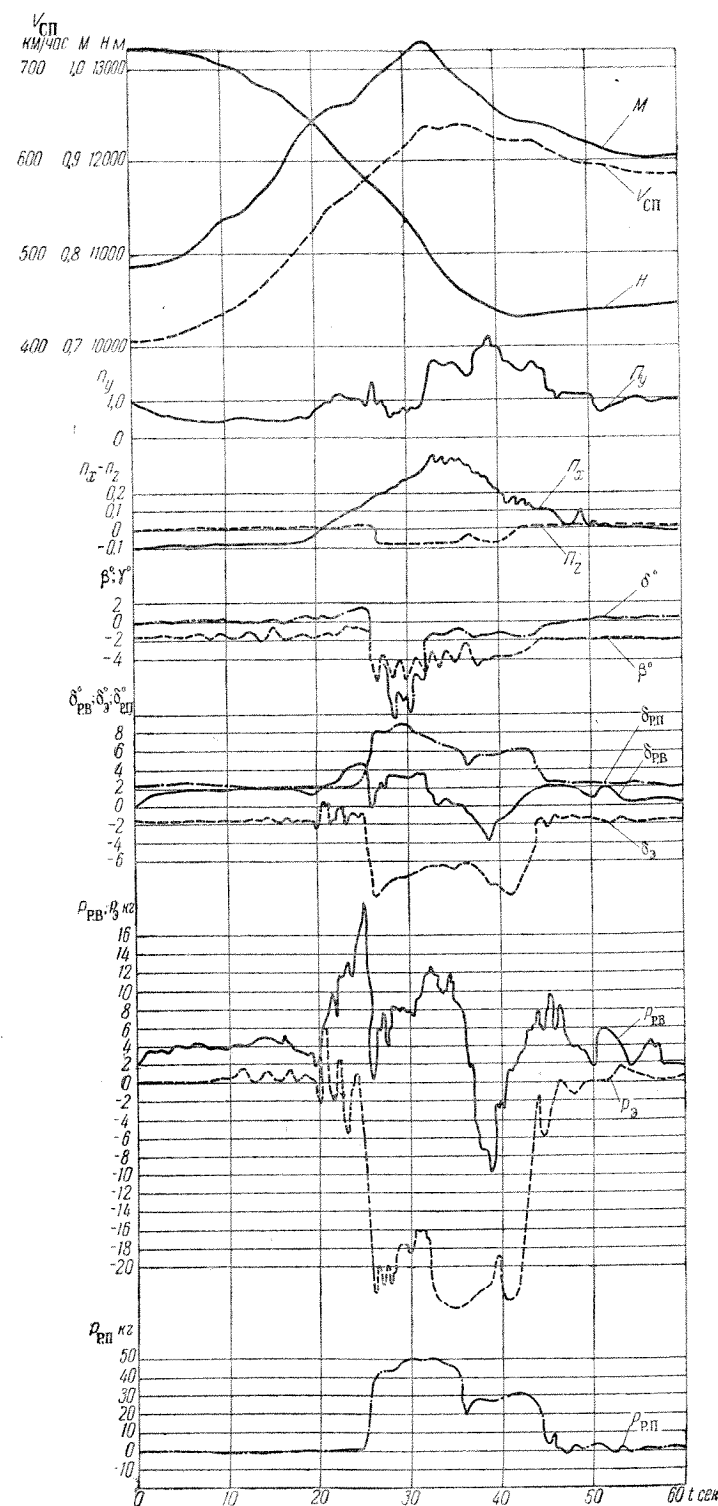
на фиг. 194—199 заштрихованной зоной, соответствуют выходу самолета на режим, близкий к возможной максимальной перегрузке (или $c_{y \max}$), и указывают на дрожание самолета и элеронов (см. также приложение 2, п. 3 и фиг. 182—185).

Проведенные полеты, несмотря на отмеченные особенности в управляемости самолета и наличие значительного роста усилий на рычагах управления, прошли нормально и обеспечили выполнение программы.

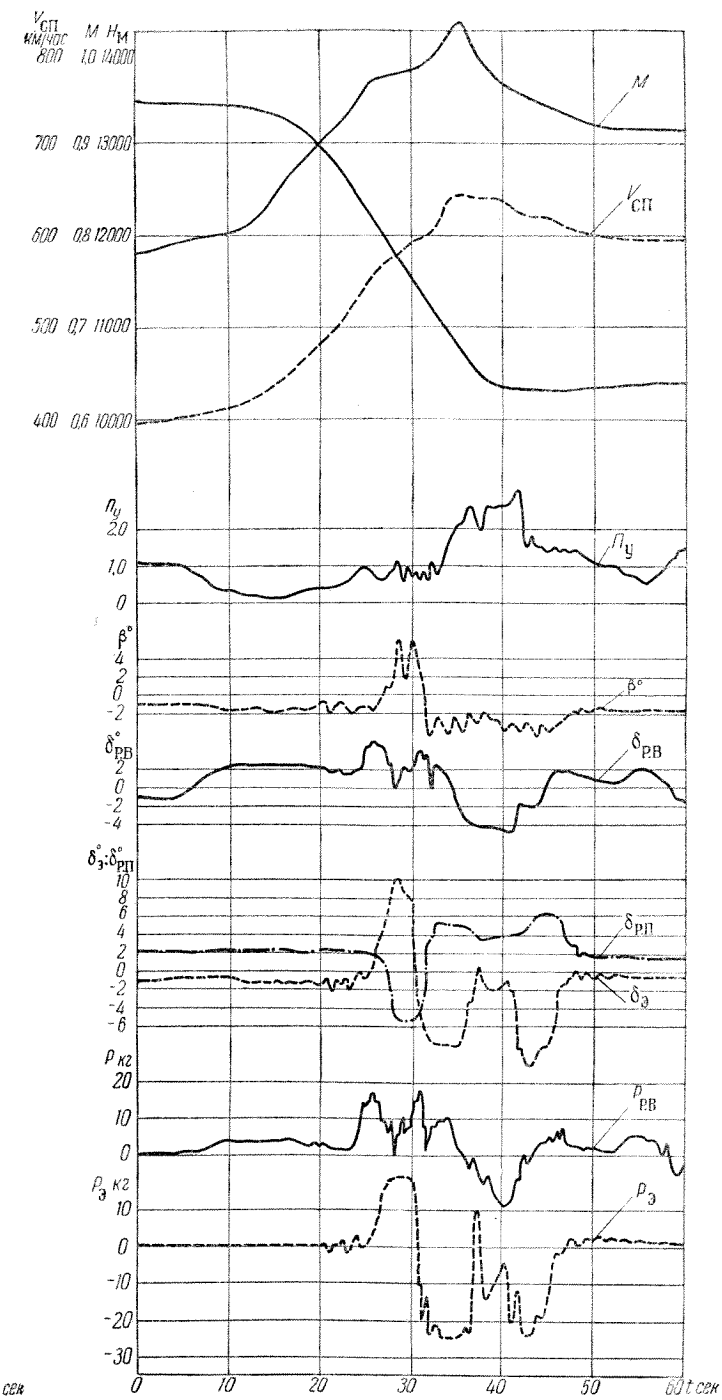
Практика полетов при числах $M \approx 0,86—1,03$ показала, что интенсивность валежки (в первую очередь), а также в некоторой степени эффективность органов управления не совсем одинаковы у различных экземпляров самолета МиГ-15; поэтому полет на этих числах M требует от летчика индивидуального освоения особенностей пилотажа конкретного экземпляра самолета.

Полеты самолета МиГ-15бис с ВК-1

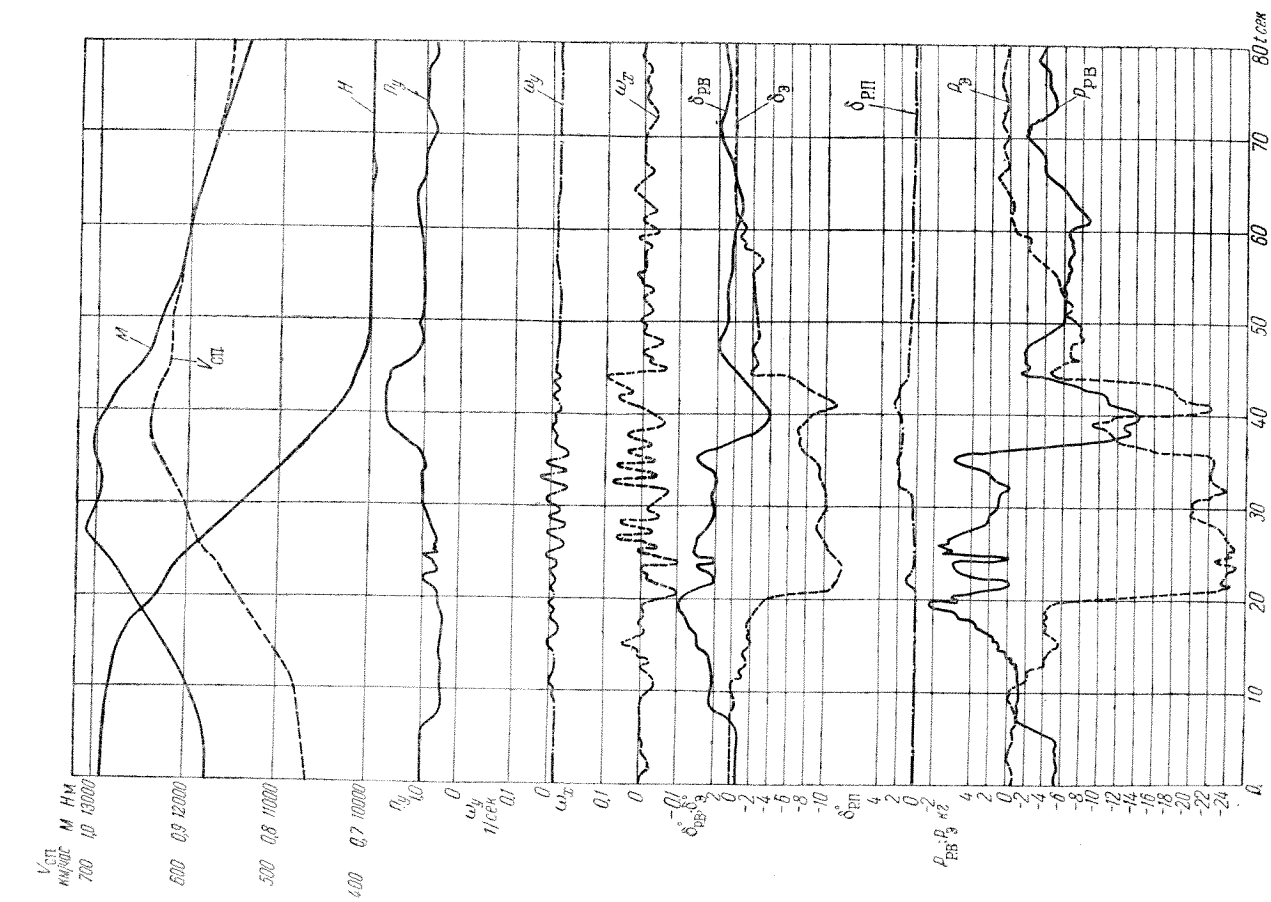
На фиг. 205—209 приводятся графические записи по времени характеристик самолета МиГ-15бис с ВК-1 при числах $M > 0,92$ и высотах более 5000 м, полученных при некоторых полетах. Здесь помещены разгоны при пикировании без скольжения и со скольжением и пере-
кладывание элеронами при пикировании.



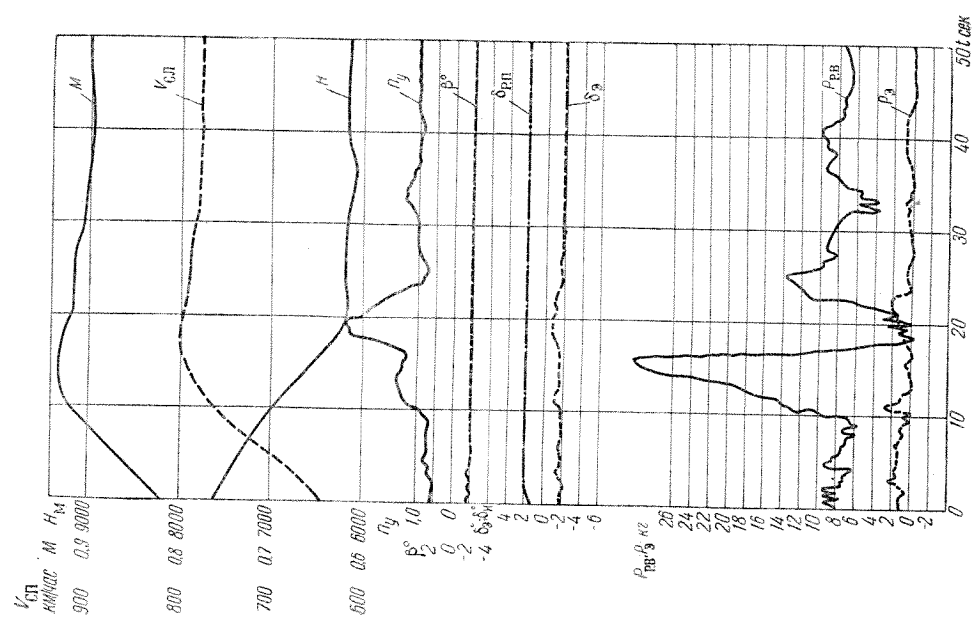
Фиг. 188. Разгон самолета МиГ-15 с РД-45Ф № 3810302 при пикировании до $M = 1,03$ на высоте $H = 11130$ м. Центровка $x_T = 27,3\%$ САХ.



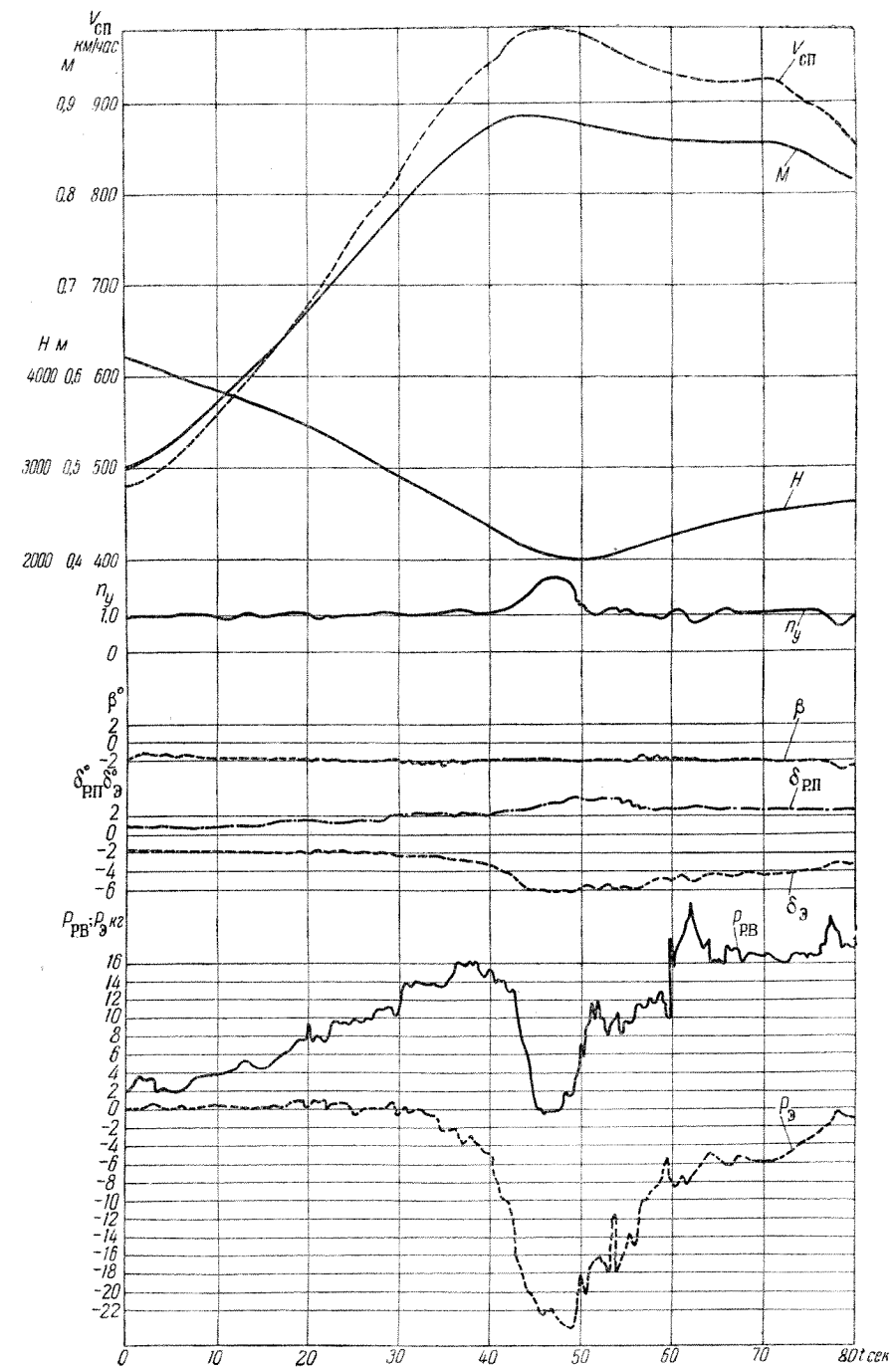
Фиг. 189. Разгон самолета МиГ-15 с РД-45Ф № 3810302 при пикировании до $M = 1,03$ на высоте $H = 10870$ м. Центровка $x_T = 23\%$ САХ.



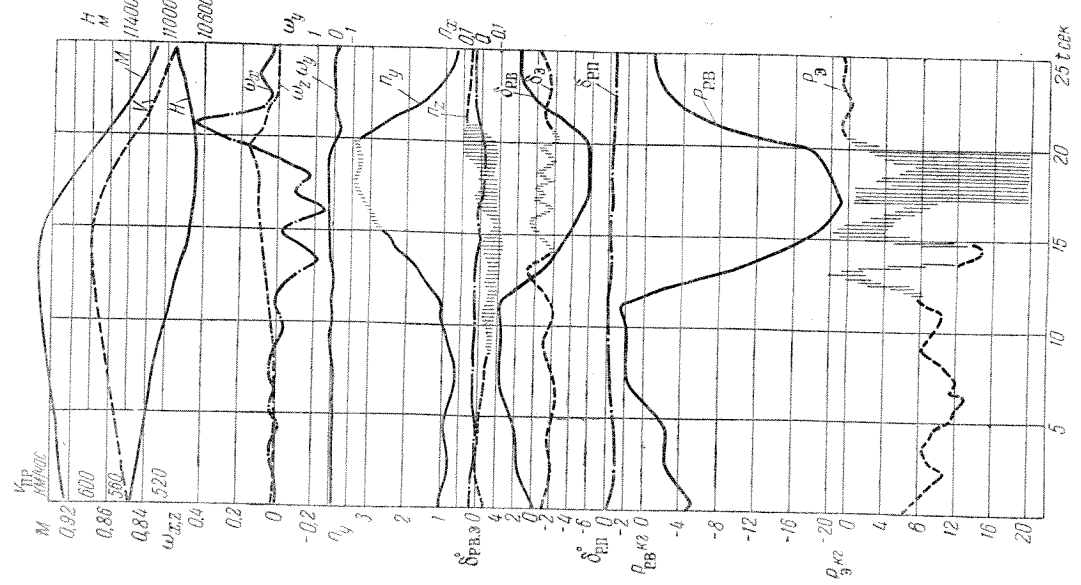
Фиг. 190. Разгон самолета МиГ-15 с РД-45Ф № 3810203 при пикировании до $M=1,01$ на высоте $H=11750$ м. Центровка $x_T=23,1\%$ САХ.



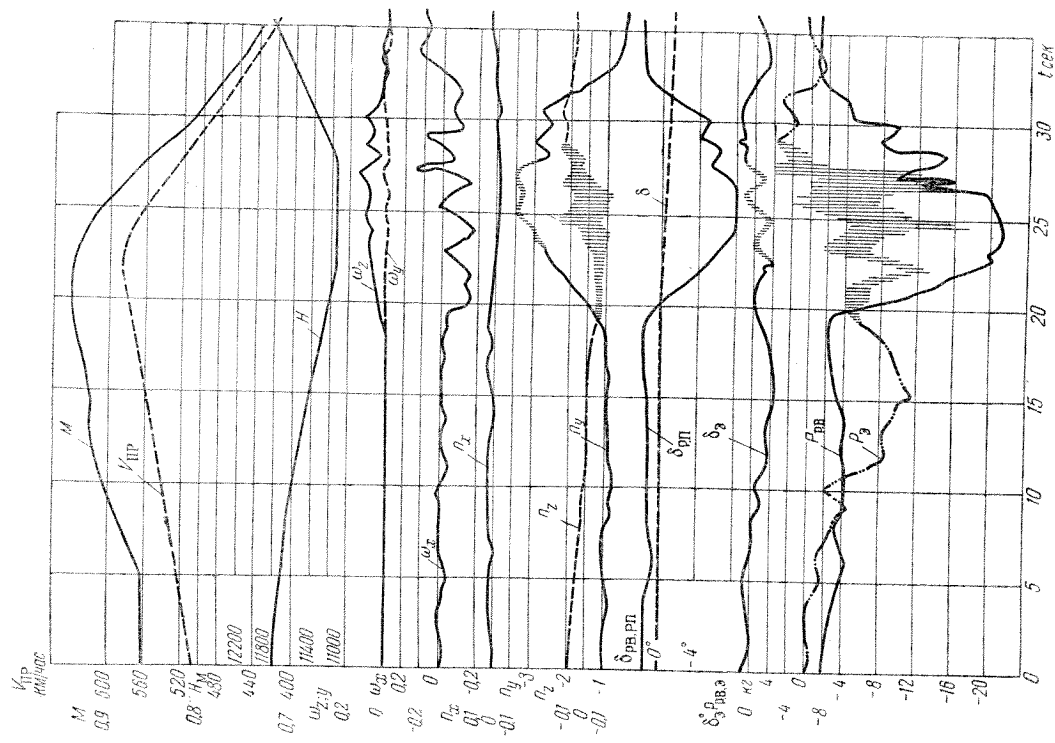
Фиг. 191. Разгон самолета МиГ-15 с РД-45Ф № 3810302 при пикировании до $M=0,93$ на высоте $H=6400$ м. Центровка $x_T=23\%$ САХ.



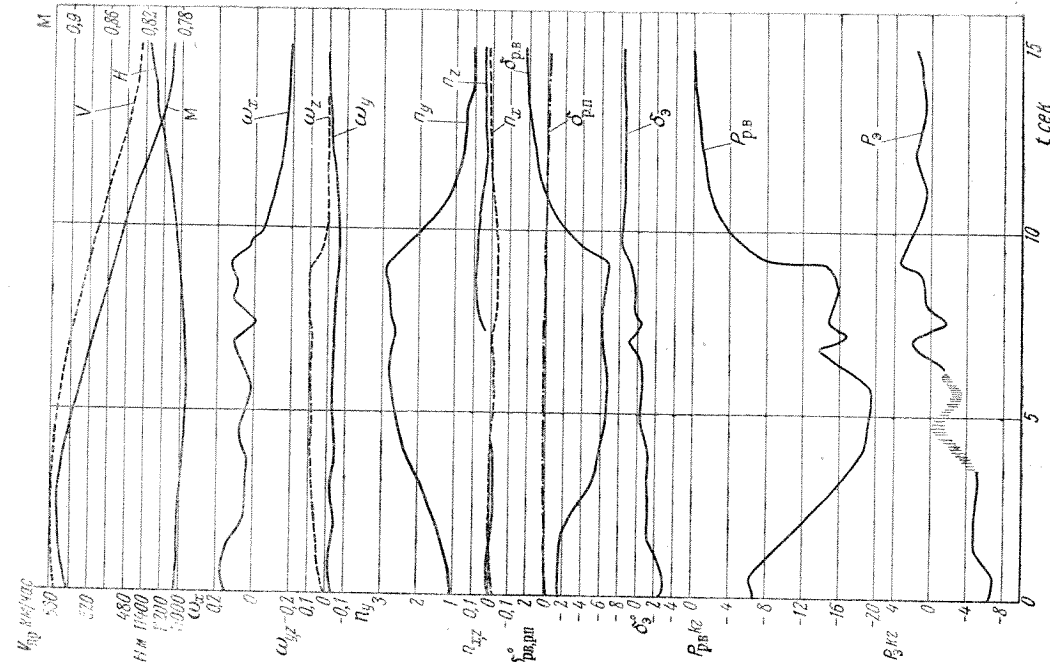
Фиг. 192. Разгон самолета МиГ-15 с РД-45Ф № 3810302 при пикировании до $V_{пр}=978$ км/час и $M=0,885$ на высоте $H=2100$ м. Центровка $x_T=23\%$ САХ.



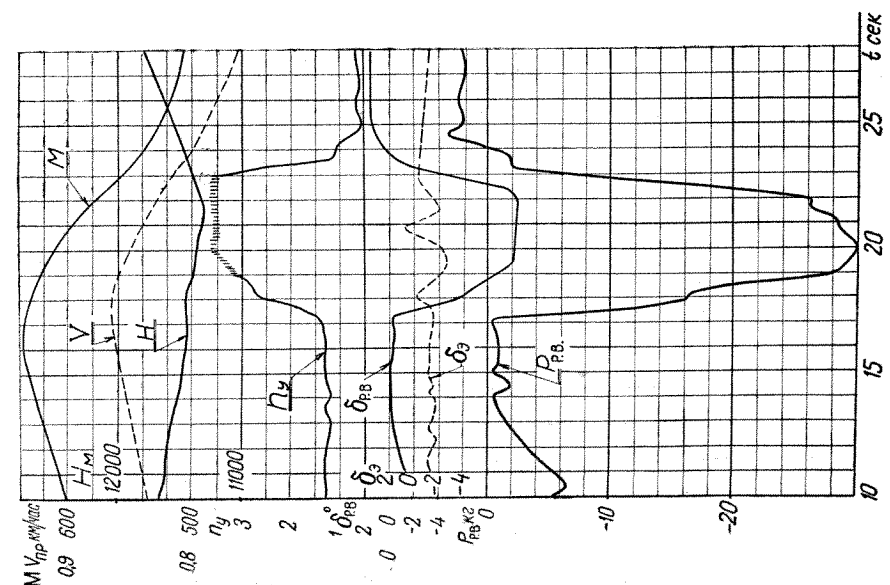
Фиг. 193. Неустановившийся вираж, $H \approx 11000$ м.
Самолет МиГ-15 с РД-45Ф.



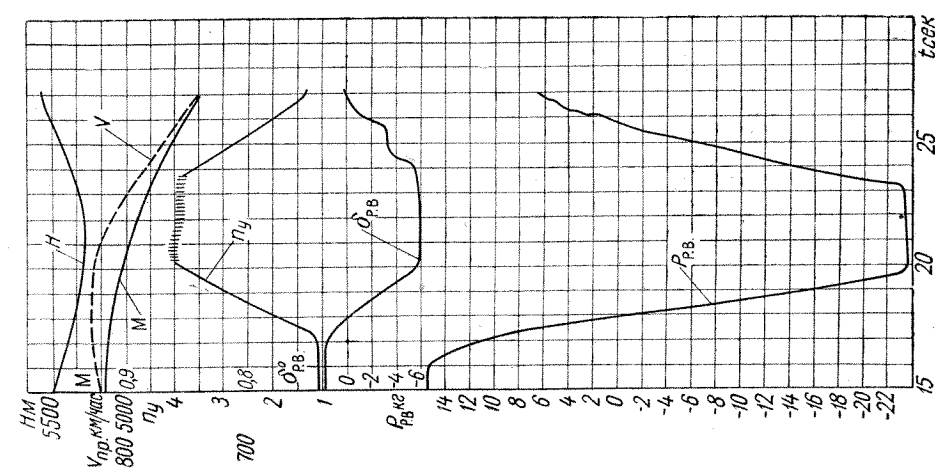
Фиг. 194. Неустановившийся вираж, $H \approx 11000$ м.
Самолет МиГ-15 с РД-45Ф.



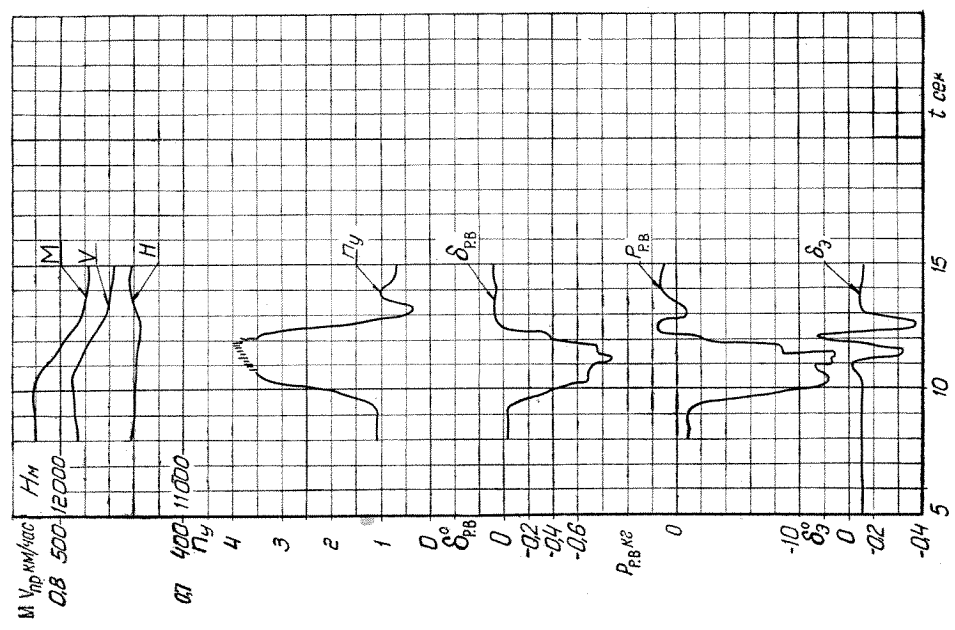
Фиг. 195. Неустановившийся вираж, $H \approx 11000$ м.
Самолет МиГ-15 с РД-45Ф.



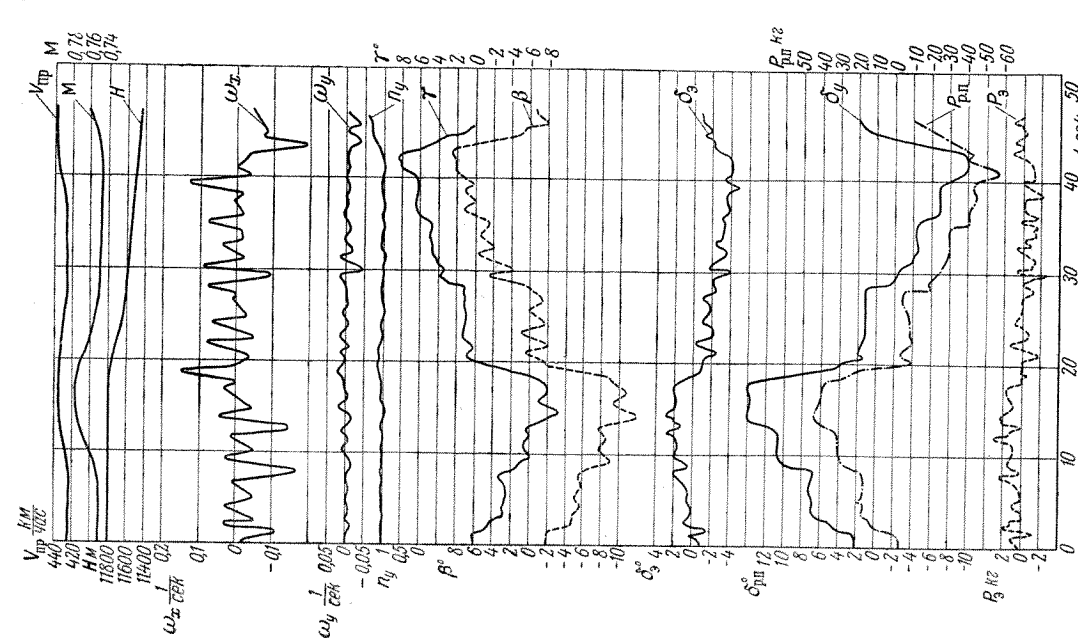
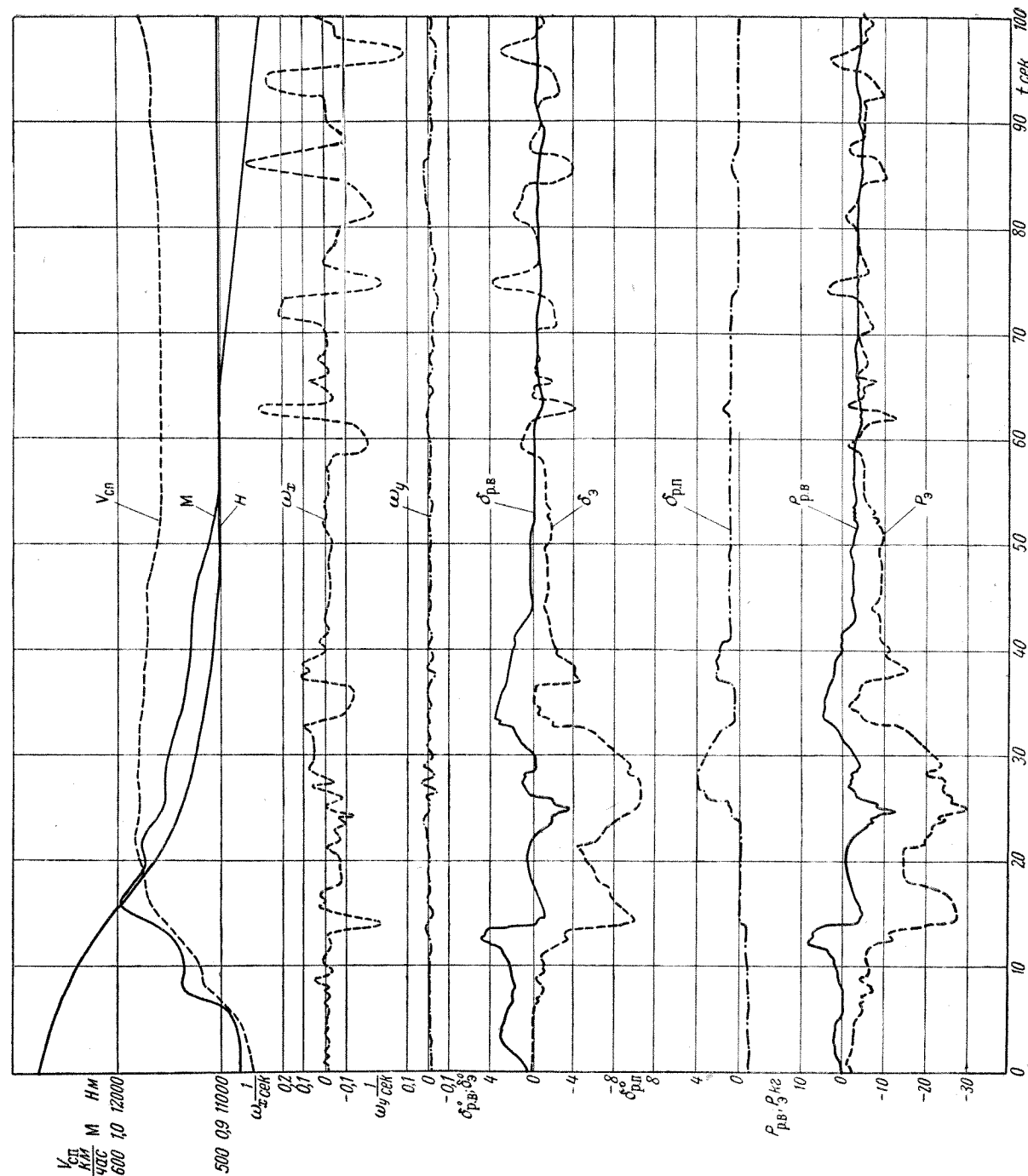
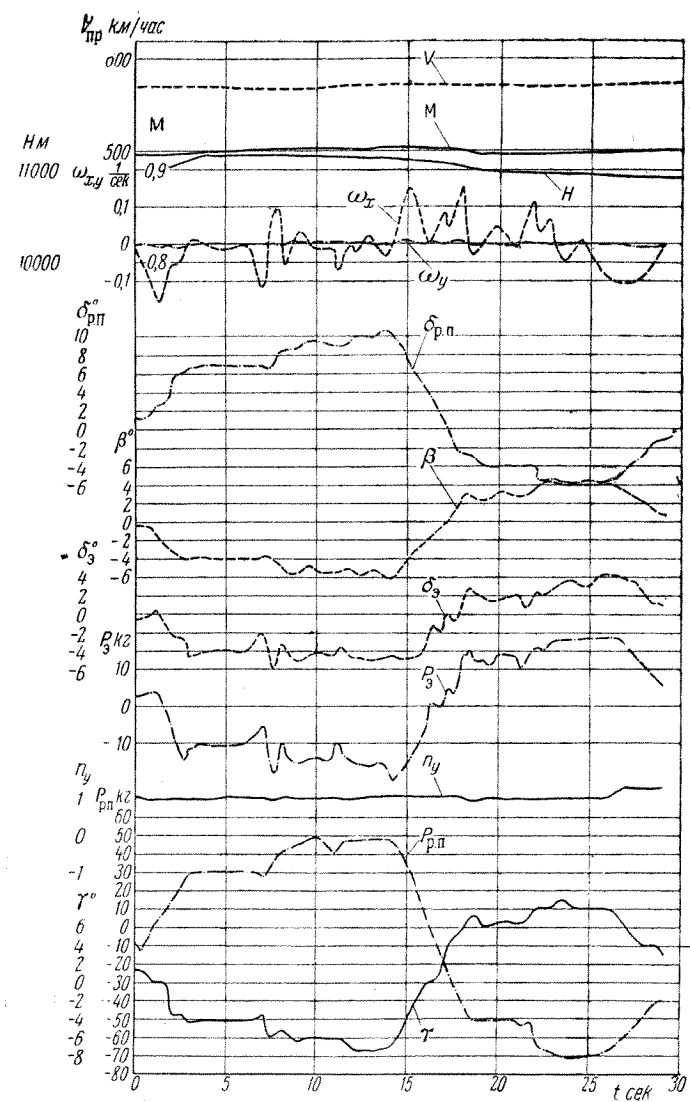
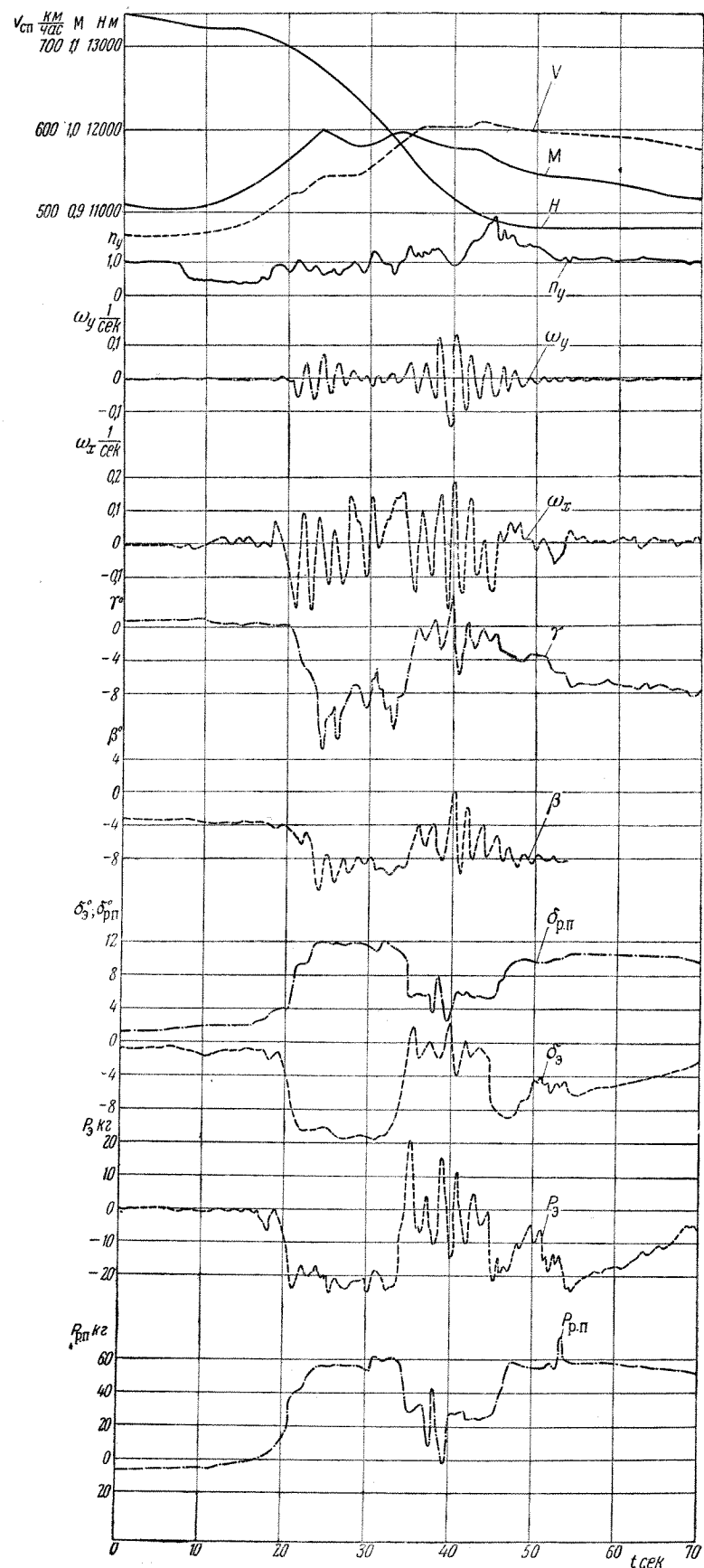
Фиг. 196. Горка с высоты 11300 м.
Самолет МиГ-15 с РД-45Ф.

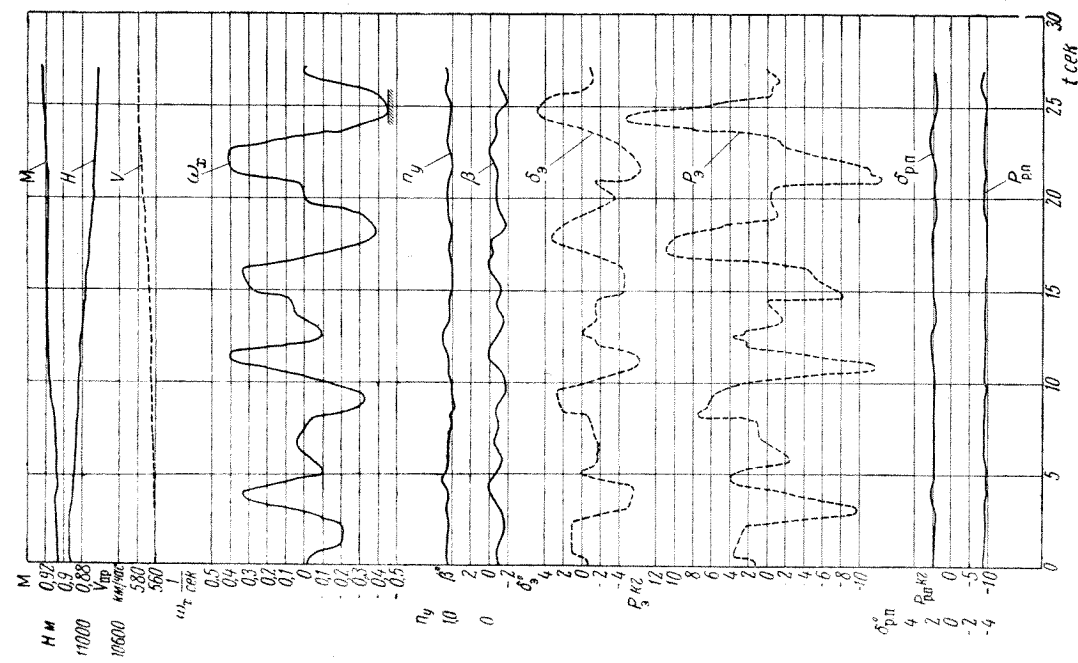


Фиг. 197. Горка с высоты 5300 м.
Самолет МиГ-15 с РД-45Ф.

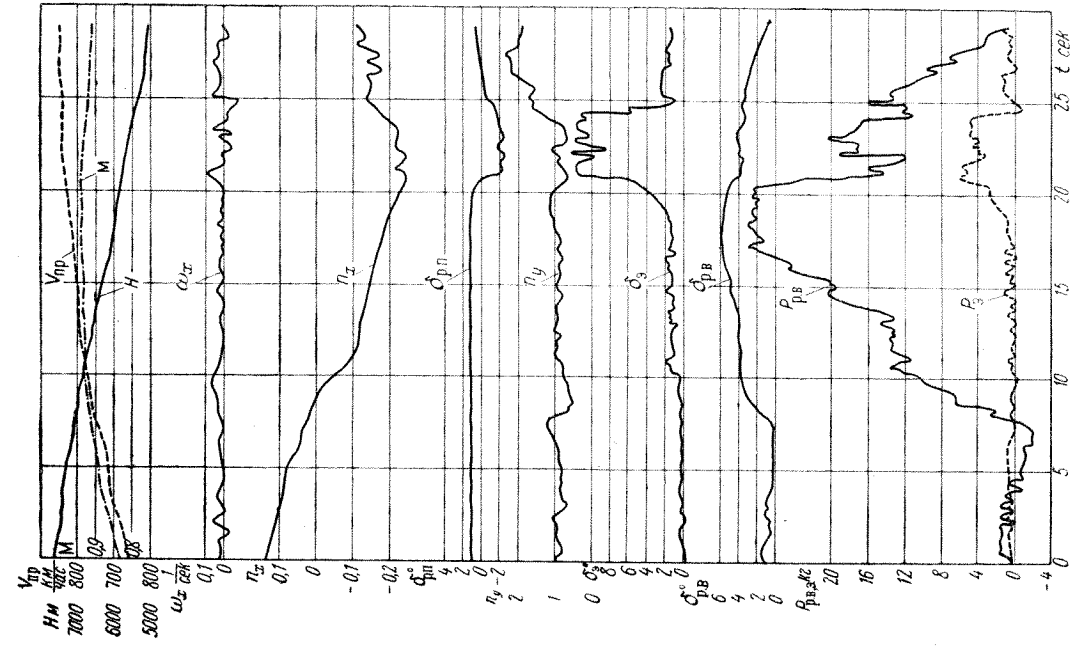


Фиг. 198. Горка с высоты 11300 м.
Самолет МиГ-15 с РД-45Ф.

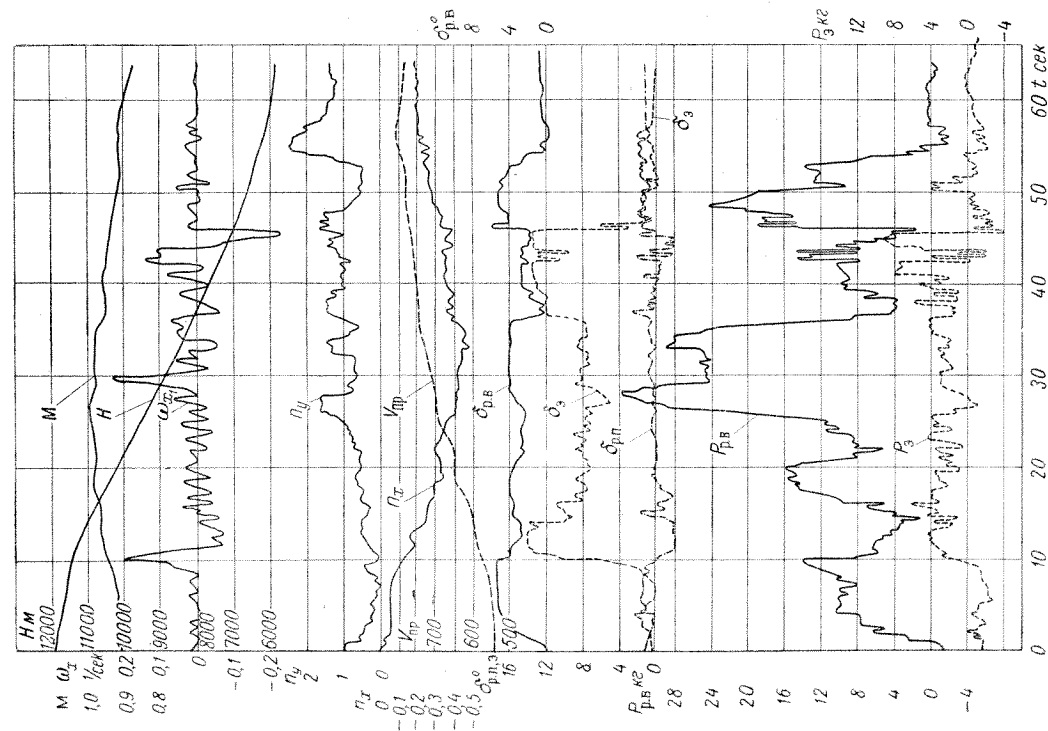




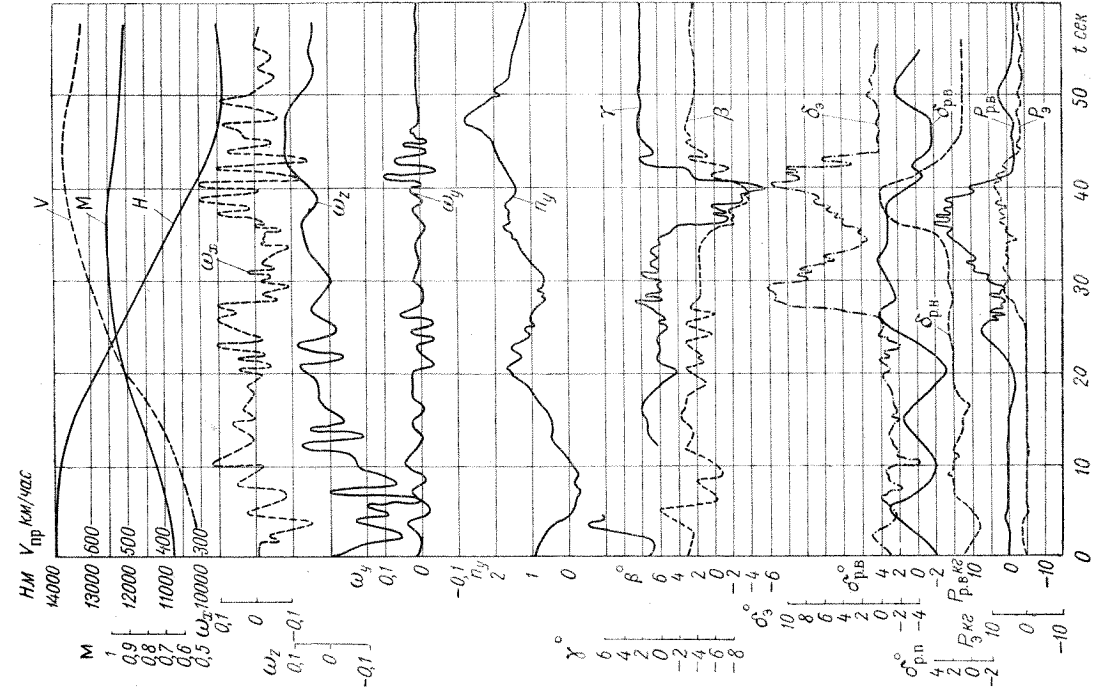
Фиг. 203. Дача элеронов; $H \approx 11000$ м.
Самолет МиГ-15 с РД-45Ф.



Фиг. 204. Разгон при пикировании до $M=0.94$
на высоте $H=5750$ м. Центровка $x_T=25-26\%$ САХ.
Самолет МиГ-15бис № 53210618.



Фиг. 205. Разгон при пикировании до $M \approx 0.99$
на высоте $H=9300$ м. Центровка $x_T=25-26\%$ САХ.
Самолет МиГ-15бис № 53210618.



Фиг. 206. Разгон со скольжением при пикировании до $M \approx 1.0$
на высоте $H=10500$ м, $n=11500$ об/мин.
Самолет МиГ-15бис № 53210405.

ТАБЛИЦЫ МАКСИМАЛЬНЫХ И МИНИМАЛЬНЫХ ВЕРТИКАЛЬНЫХ СКОРОСТЕЙ САМОЛЕТА ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ (ПО РАСЧЕТУ)

Таблица 30

Минимальные вертикальные скорости и соответствующие скорости по траектории самолета при планировании на малом газе с убранными щитками-закрылками (по расчету)

	<i>H</i> в м	1000	5000	10 000
	<i>G</i> в кг	4845	4780	4690

Таблица 29

Скорости и числа *M* самолета при установившемся отвесном пикировании ($\theta = 90^\circ$) на малом газе с убранными и выпущенными воздушными тормозами (по расчету)

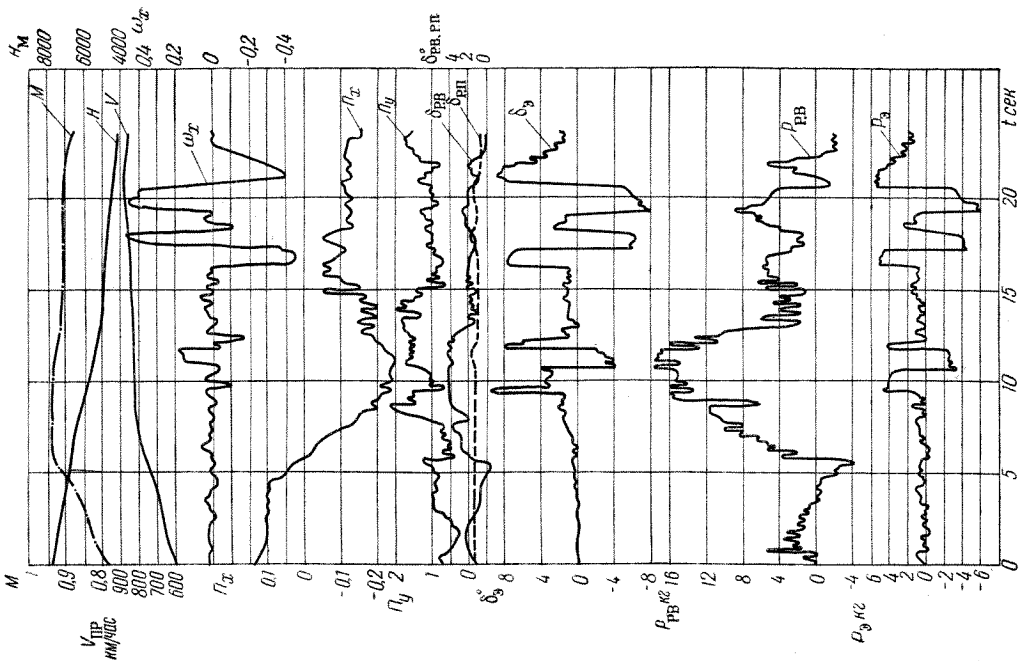
	<i>H</i> в м	5000	10 000		5000	10 000
Воздушные тормоза:	$V_{ст}$ км/час	1160	более 1080	<i>M</i>	1,005	более 1,0
		1080	более 1080		0,935	более 1,0
убраны						
выпущены						

Воздушные тормоза:

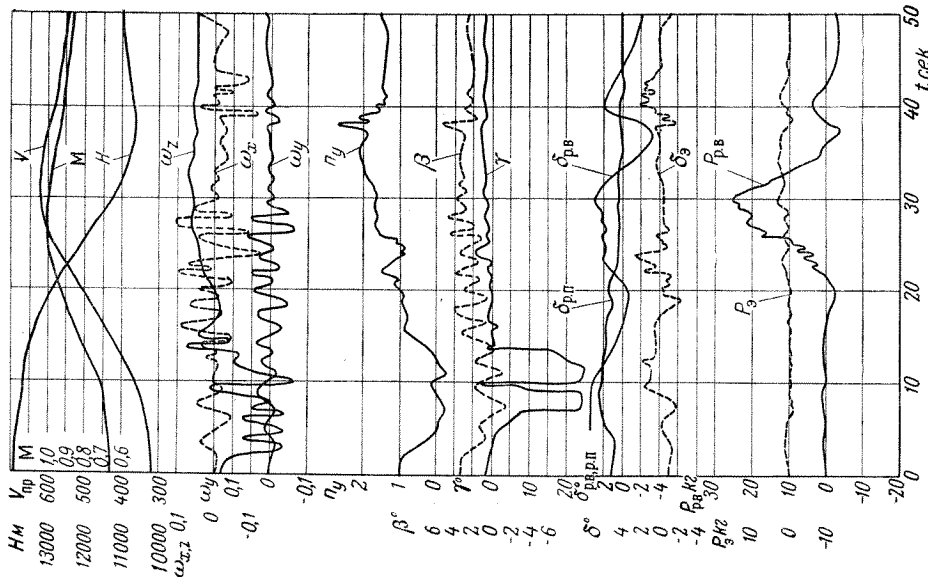
убраны	V_y в м/сек	4	6	8
	$V_{ст}$ в км/час	278	342	457
	$V_{пр}$ в км/час	265	265	265
выпущены	V_y в м/сек	6	8	11
	$V_{ст}$ в км/час	258	316	423
	$V_{пр}$ в км/час	245	245	245

СПИСОК ОПЕЧАТОК ПО КНИГЕ I „ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА МиГ-15 (с РД-45Ф)“, ОБОРОНГИЗ, 1950

Стр.	Строчка	Напечатано	Должно быть	Стр.	Строчка	Напечатано	Должно быть
2	12 сверху	в главе II	в главе IV	17	Внизу страницы должна быть сноска к тексту: „Выполнение фигур пилотажа производить по „Инструкции летчику“ издания ВВС“		
2	14 сверху	В главе III	В главе IV				
6	12 сверху	$\left(\frac{l_{\phi}}{D_{\phi}}\right)$	$\left(\frac{l_{ср}}{D_{ср}}\right)$	21	1 снизу	* Скорость истинная	* Увеличение и уменьшение скорости дано по приборной скорости
13	Для $H = 12000$ м следует поменять местами столбцы с $V_{ст} = 700$ и $V_{ст} = 725$			22	3 сверху	аэродинамическое качество	аэродинамическое качество в горизонтальном полете
14	Для $H = 5000$ м следует поменять местами столбцы с $V_{ст} = 700$ и $V_{ст} = 726$			26	1 снизу	При $n = 12500$	При $n = 12000$
				27	У горизонтальной оси фиг. 61 следует проставить название оси: $V_{ст}$ км/час		



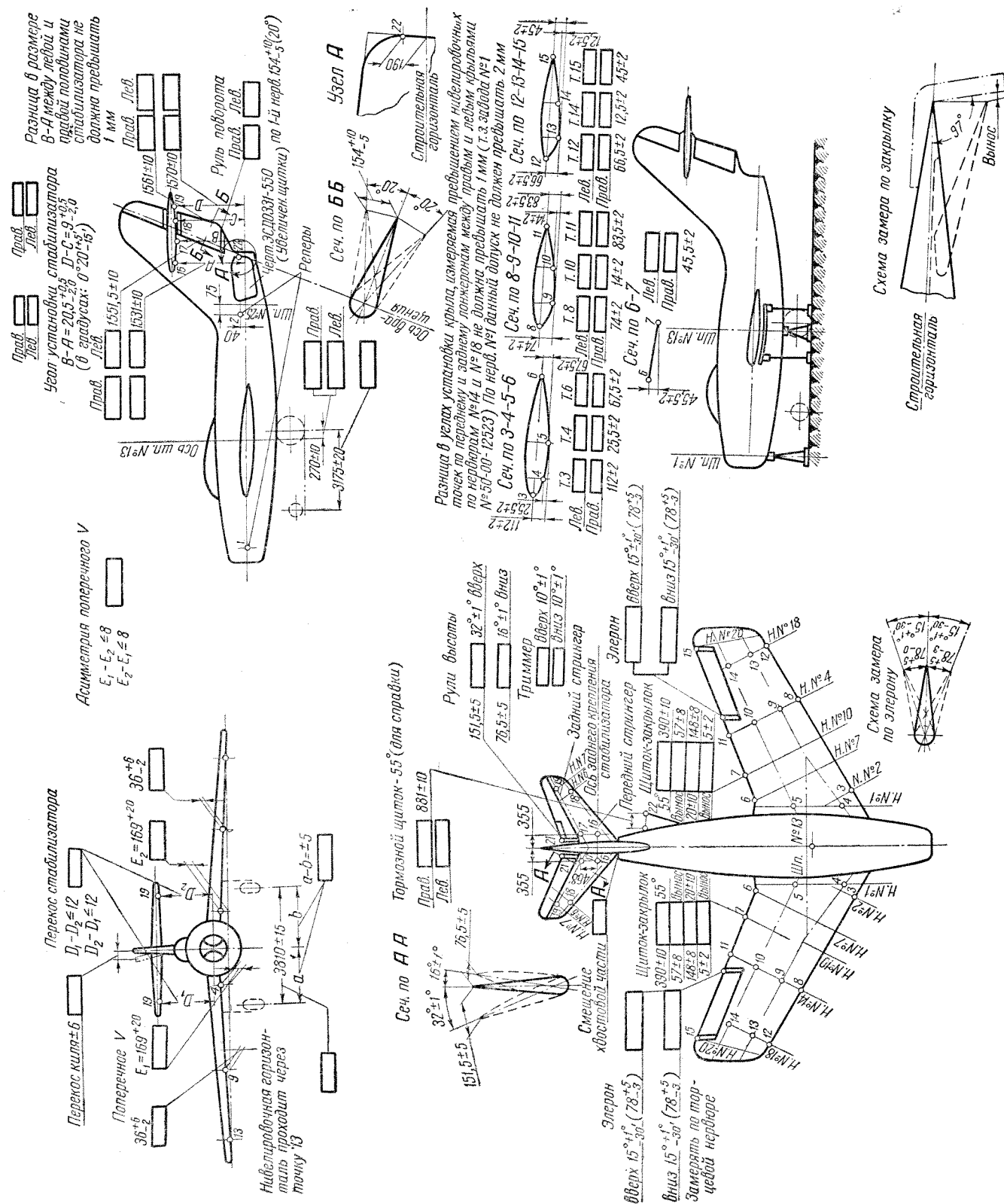
Фиг. 208. Перекалывание элеронами на режиме пикирования при $M = 0,94$ на высоте $H = 6000 - 5500$ м. Центровка $x_T = 25 - 26\%$ САХ. Самолет МиГ-15бис № 53210618.



Фиг. 207. Разгон со скольжением при пикировании до $M \approx 1,0$ на высоте $H = 11500$ м, $n = 11500$ об/мин. Самолет МиГ-15бис № 53210405.

Примечания.

- П р и м е ч а н и я.**
1. Для нивелировки самолет устанавливается на козелки по шпангоутам № 1 и 13, при этом шпангоут № 1 подвешивается груз 130 кг.
 2. Под крылья устанавливаются предохранительные козелки.
 3. При нивелировке устанавливать самолет по реперным точкам 1 и 2 фюзеляжа.
 4. Для обеспечения поперечного положения должны быть совмещены две передние точки (4—4) или две задние точки (5—5); допускается разбивка погрешности в пределах 2 мм (замерять по нервюре № 1).
 5. Замеры выноса щитка-закрылка производить по нервюре № 10 крыла.
 6. Нивелировочные точки 6, 7, 11 и 15 брать по средние высоты обреза задней кромки крыла.
 7. При нивелировке зализ крыла с фюзеляжем снять.
 8. Углы отклонения рулевой высоты и поворота, элерона и щитка-закрылка, указанные в градулах и линейных размерах, брать перпендикулярно осям вращения.
 9. См. пункт 13 раздела 1 техн. условий № 6, изд. 2.



Фиг. 209. Нивелировочная схема самолета.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Глава I	Стр.	Глава VIII	Стр.
Общие сведения	3	Весовые и центровочные данные	43
Глава II		Приложение 1	
Краткие сведения о конструкции самолета	7	Фактические материалы полетов в ГК НИИ ВВС	49
Глава III		Приложение 2	
Геометрические данные самолета	8	Особенности полета самолета МиГ-15 с РД-45Ф на числах $M > 0,92$	66
Глава IV		1. Продольная управляемость и устойчивость	67
Летные характеристики самолета	10	2. Поперечная и путевая управляемость и устойчивость	—
1. Горизонтальные и вертикальные скорости, время набора высоты, потолок самолета	—	3. Возможные перегрузки самолета	73
2. Дальность и продолжительность полета	15	Приложение 3	
3. Взлетно-посадочные характеристики	16	Особенности полета самолета МиГ-15бис с ВК-1 на числах $M > 0,92$	75
4. Управляемость самолета	18	Приложение 4	
5. Характеристики разгона—торможения и выража	20	Фактические материалы полетов в ЛИИ МОП	76
Глава V		Приложение 5	
Аэродинамические характеристики самолета	23	Таблицы максимальных и минимальных вертикальных скоростей самолета при планировании (по расчету)	87
1. Коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы	23	Приложение 6	
2. Коэффициенты моментов и боковых сил m_z ; m_x ; m_y ; c_z и $m_{ш}$	25	Список опечаток по книге I „Техническое описание самолета МиГ-15 (с РД-45Ф)“, Оборонгиз, 1950	87
3. Потребные и располагаемые тяги самолета	31	Приложение 7	
4. Система осей координат и обозначения	—	Нивелировочная схема самолета (фиг. 209)	88
Глава VI			
Характеристики двигателя и расходы топлива	33		
Глава VII			
Вспомогательные графики перевода $V_{пр}$ в $V_{ст}$ и M и графики поправок летным характеристикам	38		

Поправки

Стр.	Строка	Напечатано	Следует читать
8	8 сверху	0,080 м	8,080 м
15	Табл. 9	Подвесные баки	Высота полета
24	Подпись к фиг. 55	$M \leq 0,5;$	$M \leq 0,6;$
29	Подписи к фиг. 71	$\alpha = 15^\circ$	$\alpha = 1,5^\circ$
40 и 41	Подпись к фиг. 106 и 107	Текст подписи фиг. 106 относится к фиг. 107, а текст подписи фиг. 107 относится к фиг. 106.	
42	На фиг. 113	Вертикальная шкала должна иметь обозначение $\frac{L}{L_0}$	
71	На фиг. 176	$\frac{d\delta_{p.v.}}{dn_y}$	$\frac{d\delta_{p.v.}^\circ}{dn_y}$