

АЭРОКОБРА



Конструкторам, пилотам, техникам посвящается.



ЧАСТЬ 1

САМОЛЕТ Р-39 Д «АЭРОКОБРА»

Модель 14 с двигателем АЛЛИСОН
V-1710-E4

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ САМОЛЕТА Р-39 «АЭРОКОБРА»



В 1935 г. известная в США авиационная фирма «Консолидейтед Эркрафт Корпорейшн» переехала из г. Буффало в г. Сан-Диего. Часть сотрудников фирмы во главе с вице-президентом Лоуренсом Беллом, его помощником Р. Уитменом и главным инженером Р. Вудом решили остаться и организовать фирму, получившую название «Белл». Фирма сохранила хорошие связи с фирмой «Консолидейтед» и производила для неё крылья, отдельные узлы и детали. Накопленный опыт позволил руководителям фирмы «Белл» приступить к разработке истребителя, способного конкурировать с самолётами аналогичного класса, выпускаемыми в это время авиационными фирмами США. В июле 1936 г. конструкторы Роберт Вуд и Хорланд Пайер возглавили группу перспективного проектирования.

В 1937 г. BBC США объявили конкурс на создание нового фронтового истребителя. Фирма «Белл» представила два проекта. Первый самолёт классической компоновки, второй (прототип «Аэрокобры») принципиально новый самолёт-истребитель по своему конструктивному решению. Первый проект был отвергнут, так как аналогичный самолёт создавался фирмой «Кертисс» и в дальнейшем был известен как P-40 «Киттихуок», а второй проект был оценен военными специалистами как перспективный и рекомендован к постройке.

6 апреля 1939 г. лётчик-испытатель Джимми Тэйлор поднял в воздух первый опытный, самолёт XP-39, на котором была достигнута скорость 628 км/ч. После успешных полётов для продолжения лётных испытаний были построены 13 предсерийных самолётов YP-39, оснащённых двигателями «Аллисон» V-1710-39 мощностью 1090 л. с. и вооружённых одной пушкой калибра 37 мм и четырьмя синхронизированными пулемётами, установленными в носовой части фюзеляжа (два калибра 12,7 мм и два — 7,62 мм). С сентября 1940 г. начались полномасштабные испытания этих самолётов. Фирма «Белл» получила заказ на изготовление 80 машин, оснащённых двигателем V-1710-35 мощностью 1150 л. с. Первые серийные самолёты стали называть P-39C (фирменное обозначение «Модель 13»). Появление нового истребителя с оригинальной компоновкой привлекло серьёзное внимание всех авиационных специалистов. Вокруг него начались жаркие споры. В печати публиковались как блестящие, так и резко отрицательные отзывы. Внешне самолёт P-39 почти не отличался от других одномоторных истребителей, однако под обшивкой самолёта было много необычного. Непривычным прежде всего, было расположение двигателя — не в носовой части фюзеляжа, а за кабиной летчика, вблизи центра тяжести. Винт приводился во вращение посредством вала длиной около трех метров, который проходил под сиденьем лётчика. Освободившееся пространство в носовой части фюзеляжа



Лоуренс Белл

было использовано для размещения мощного вооружения. Необычным было и применение двух боковых дверей автомобильного типа для доступа в кабину лётчика и шасси с носовым колесом.

Ещё в 1937 г., на этапе проектирования новой машины, конструкторы пришли к выводу, что основной характерной особенностью истребителя должна стать его огневая мощь. Требовалось создать истребитель, который мог бы догнать и уничтожить самый скоростной и хорошо вооружённый самолёт противника, а также мог бы действовать как штурмовик против танков, торпедных катеров и других малоразмерных целей, уничтожая их пушечным огнём. На этапе предварительных исследований инженеры фирмы пришли к выводу, что только количественное увеличение числа огневых точек на самолёте не обеспечит

выполнения поставленных задач. Важнее было увеличить их калибр. Немецкие и французские конструкторы уже начали ставить на свои истребители размещённую в развале цилиндров V-образного двигателя 20-мм пушку, ствол которой проходил через втулку воздушного винта. Такие же пушечные установки в годы войны стояли на советских истребителях ЯК и ЛаГГ-3. В США и Англии такие пушки отсутствовали, и одномоторные истребители вооружались только пулемётами. Для размещения в носовой части фюзеляжа истребителя мощного 37-мм автоматического орудия и передней стойки шасси, надо было убрать двигатель. Именно это обстоятельство и натолкнуло на мысль разместить на самолёте P-39 двигатель за кабиной лётчика.

Однако наличие мощного пушечного вооружения не являлось самоцелью для конструкторов, работающих над истребителем P-39. Наряду с огневой мощью следовало осуществить и такой важный принцип, как обеспечение эксплуатации самолёта в любое время суток, со слабо подготовленных грунтовых аэродромов. Из анализа авиационных происшествий было известно, что примерно 75% их происходит на взлёте и посадке с недостаточно подготовленных аэродромов, в сложных метеоусловиях и ночью. Учитывая эти данные, фирма «Белл» спроектировала для самолёта шасси с носовым колесом, что позволило лётчикам совершать рулёжку по земле на гораздо больших скоростях, взлетать и садиться даже на раскисший грунт, не боясь капотирования (опрокидывания самолёта через нос), что было присуще практически всем истребителям с хвостовым расположением стойки шасси. Такая схема не могла быть реализована ни на одном другом истребителе мира, так как наличие двигателя в носовой части фюзеляжа затрудняло расположение передней стойки шасси. Размещение двигателя за кабиной лётчика значительно облегчило решение поставленной задачи. Необычная компоновка самолёта P-39 позволила также решить ещё одну задачу — обеспечение хорошего обзора, необходимого лётчику для успешного ведения воздушного боя. Отсутствие двигателя в носовой части самолёта



позволило несколько выдвинуть кабину лётчика вперёд и одновременно улучшить аэродинамику носовой части фюзеляжа.

Уже первые испытания самолёта показали, что он способен развивать скорость 600 км/ч. Это было большим достижением фирмы «Белл», если учесть, что разрабатываемый параллельно, практически в одно и то же время, самолёт P-40 фирмы «Кертисс» точно с таким же двигателем «Аллисон» V-1710, установленным в носовой части фюзеляжа, летал со скоростью не более 580 км/ч. При этом истребитель P-39 нёс гораздо более мощное вооружение. Истребитель P-40 был вооружён только пулемётами.

Лётные испытания опытных самолётов P-39 в различных вариантах проходили довольно долго. Сказывались некоторые особенности выбранной компоновочной схемы. Вследствие установки тяжёлого вооружения и относительно слабого двигателя самолёт не обладал достаточными потолком полёта и скороподъёмностью, а из-за предельно задней центровки, обусловленной задним размещением двигателя, самолёт имел склонность к сваливанию в плоский штопор.

Но война требовала огромного количества боевых машин, и начавшийся выпуск истребителей P-39 был резко увеличен. Согласно требованиям армии, на самолёт стали устанавливать протектированные крыльевые топливные баки, дополнительные подвесные баки, броню и более мощное вооружение. Фирма, выпустив 20 из 80 запланированных истребителей P-39C, сразу же приступила к производству более совершенного варианта, получившего обозначение P-39D (Белл. Модель 14). В отличие от истребителя P-39C на нём вместо четырёх фюзеляжных пулемётов были поставлены только два крупнокалиберных пулемёта «Кольт-Браунинг» с боекомплектом по 270 патронов, но зато в консолях крыла были установлены четыре пулемёта калибра 7,62 мм с боезапасом по 1000 патронов. Кроме того, истребитель P-39 выпускался как с пушкой M4 калибра 37 мм (боекомплект — 30 снарядов), так и с пушкой «Испано» M1 калибра 20 мм (боекомплект — 60 снарядов). Эта модификация оказалась настолько удачной, что армейская авиация США заключила с фирмой контракт на изготовление 923 таких машин.

В начале второй мировой войны Франция выразила желание приобрести 200 истребителей P-39, однако из-за быстрого поражения в войне эти самолёты ей не понадобились. В апреле 1940 г. от правительства Великобритании также поступил заказ на поставку 675 самолётов экспортного варианта P-39. В связи с тем, что в английских BBC все самолёты обозначались не индексами, а имели собственные названия, самолёт P-39 получил наименование «Аэрокобра» (Белл. Модель 14A). В отличие от американских P-39 на английских «Аэрокобрах» устанавливали экспортный вариант двигателя V-1710-35, получивший обозначение V-1710-E4, английское оборудование и крыльевые пулемёты калибра 7,7 мм. Правда, в Англию попали не все изготовленные «Аэрокобры». Вступление США в 1941 г. в войну потребовало для вооружения армейской авиации дополнительных самолётов, в результате чего большая часть «Аэрокобр» осталась в США. Все эти самолёты получили обозначение P-400.



В Великобританию первые «Аэрокобры» начали поступать с июля 1941 г. Новый армейский самолёт разочаровал английских пилотов. Несмотря на мощное вооружение, он оказался плохим истребителем - перехватчиком из-за малого потолка, низкой скороподъемности и плохой маневренности на средних и больших высотах. Все положительные качества этого самолёта полностью раскрывались только на малых высотах, а английским пилотам, ведущим воздушные бои в основном против скоростных истребителей-бомбардировщиков «Мессершмитт»

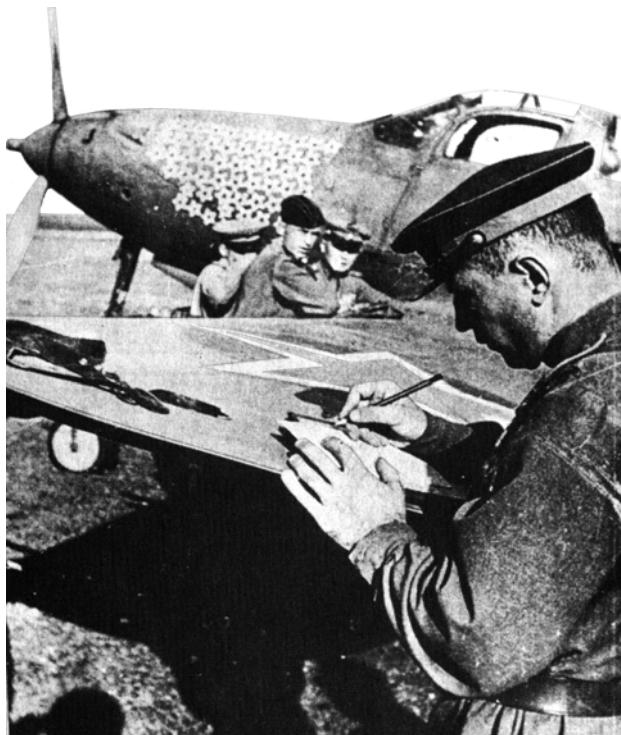
Bf-110, над территорией Великобритании практически не приходилось летать на малых высотах. Естественно, что «Аэрокобрам» в этой обстановке не нужно было поддерживать ни сухопутные войска, ни поражать наземные цели противника.

Проведенные в английских исследовательских центрах испытания показали — Р-39 обладает недостаточным потолком, низкой скороподъемностью. Скорость «Аэрокобры» оказалась на 33 мили в час ниже заявленной, а разбег в 750 ярдов (1 ярд — 91,44 см) исключал ее базирование на аэродромах, с которых действовали «Харрикейны» и «Спитфайры». Фирма «Белл» вынуждена была признать, что характеристики самолета были получены ею на экземпляре с полированной поверхностью при полетном весе меньше на одну короткую тонну (907 кг).

В декабре 1941 года истребители Р-39 «Аэрокобра» были сняты с вооружения BBC Великобритании. Часть из полученных к тому времени самолетов была отправлена в BBC Австралии, в Новую Гвинею и на Ближний Восток. Оставшиеся английские «Аэрокобры», а также те, которые снимались с вооружения 82-й и 350-й истребительных групп американских BBC, дислоцированных на Средиземноморском театре военных действий, союзники предложили Военно-Воздушным Силам Советского Союза.

Первые двадцать «Аэрокобр» прибыли в СССР в январе 1942 года.

Командование Советских BBC уже имело опыт эксплуатации «Харрикейнов» и решило «Аэрокобры» сразу в действующие части не направлять. Для сборки и облета их была сформирована группа НИИ BBC, возглавляемая ведущим инженером И. Рабкиным. Специалисты сразу же столкнулись со сложными эксплуатационными



Покрышкин А.И.- трижды Герой Советского Союза.

проблемами. Например, из маслосистемы самолета жидкость полностью не сливалась. Остатки ее в картере мотора, редукторе, радиаторе, трубопроводах быстро замерзали. Пришлось срочно делать на машине доработки— устанавливать дополнительные сливные краны, конструировать специальный коллектор для подачи горячего воздуха одновременно ко всем местам, требовавшим подогрева перед запуском мотора. Стоявший на «Аэрокобре» мотор «Аллисон» на обычных сортах масла не работал, только на высокочистых. Не выдерживал он и частых выходов на предельные обороты и значения наддува. Все эти дефекты в первые месяцы эксплуатации пришлось устранять. В течение целого года «Аэрокобри» занимались квалифицированные специалисты НИИ ВВС: летчики А. Кочетков, В. Голофастов и Ю. Антипов, инженеры П. Оноприенко, В. Усатов, П. Иванов, В. Климов. Было проведено несколько летних испытаний, большие лабораторные исследования по подбору подходящих сортов масла и наивыгоднейших режимов работы мотора. В полки первые «Аэрокобры» уже поступали вместе с документами по их доводке. В полете при выполнении фигур высшего пилотажа возникали необратимые деформации обшивки в хвостовой части фюзеляжа и оперения, поломки лонжеронов стабилизатора. Все это приводило к авариям и катастрофам. В работу включились ученые ЦАГИ. В результате оперативно проведенных статических испытаний было установлено, что американские нормы прочности к оперению являются заниженными и истребитель не выдерживал боевой нагрузки. Инженеры Центральной научно-



Речкалов Г.А.- дважды Герой Советского Союза.

экспериментальной базы ВВС срочно разработали мероприятия по усилению конструкции самолета. Склонность к плоскому штопору была наиболее опасной из всех недостатков Р-39. Тем не менее, НИИ ВВС сделал все возможное, чтобы свести к минимуму аварийность. Плоский штопор на «Кобре» был тщательно изучен и отснят на кинопленку. На основе этого создан и разослан во все воздушные армии учебный фильм. К этому времени на базе института организовали пятидневные сборы — 24 часа лекций, 6 часов практических занятий и показательный полет — большего вояна не позволяла. Тем не менее, польза была огромная. Командовал сборами М. М. Громов, вступительную лекцию читал создатель теории штопора профессор В. С. Пышнов.

Дорогой ценой заплатил НИИ ВВС за эту работу — погибли три опытнейших летчика-испытателя — Груздев, Автономов, Овчинников.

Машину, от которой отказались англичане, довели своим самоотверженным трудом и ценой своих жизней советские авиационные специалисты. Американский истребитель был признан «годным для боевой службы» в Советских ВВС. В отчете по результатам испытаний «Аэрокобра» отмечалось, что самолет развивает максимальную скорость у земли 493 км/час, а на высоте 4200 метров — 585 километров в час. Высоту 5000 метров набирает за 6 минут. Положительно оценены маневренные качества, мощность и работа системы вооружений. Констатировалось, что эти и другие летные данные находились на уровне серийных отечественных и немецких истребителей. Вывод гласил: Самолет «Аэрокобра» может быть успешно использован для ведения воздушного боя со всеми типами фашистских самолетов, а также для нанесения ударов по наземным объектам противника на фронте.

Специалисты фирмы «Белл» побывали в воинских частях, на месте изучили причины и обстоятельства поломок самолетов. Обсудили создавшееся положение с руководством НИИ ВВС и Наркомата авиационной промышленности и наметили ряд мер по устранению дефектов.

В ходе боев продолжалось дальнейшее совершенствование Р-39: усиливалось вооружение, ставились новые, более мощные моторы «Аллисон». На модификации Р-39Q-10, поставлявшейся в СССР в 1943 году, вместо 20-мм пушки была установлена



Гулаев Н.Д.- дважды Герой Советского Союза.

пушка 37 мм, все пулеметное вооружение стало крупнокалиберным. Вместо мотора V-1710-35 мощностью 1135 л. с. устанавливался мотор V-1710-85 со взлетной мощностью 1215 л. с.

И все же в своем развитии P-39 отставал от быстро растущих требований фронта. Если в начале 1942 года по комплексу летных характеристик «Кобра» после устранения недостатков была примерно на уровне требований к истребителю, то в 1943 г. в любых модификациях все больше уступала новым советским машинам, а также немецким Me-109. Объяснялось это, главным образом, недостаточной энерговооруженностью. Чтобы выйти из положения, существенно облегчили машину. Так, например, за счет снятия части брони и подкрыльевых крупнокалиберных пулеметов вес P-39Q-10 снизился более чем на 300 кг. Убрали также часть аппаратуры. Скороподъемность, вертикальный и горизонтальный маневр истребителя улучшились. Возросла и скорость.

Советские летчики-испытатели видели, что «Аэрокобра» по технике пилотирования проста и вполне доступна для освоения летчику средней квалификации, в руках же опытного воздушного бойца становилась грозным оружием. Машинами вооружались полки, уже имевшие достаточный боевой опыт.

Александр Иванович Покрышкин, пилот, человек с незаурядными техническими способностями, известный авиационный тактик творчески подходил к возможностям самолета.

Одно из его усовершенствований — соединение управлением всего оружия P-39 на одну гашетку. В бою фашистский самолет, напоровшись на мощный залп, сразу же разваливался в воздухе. Такие доработки были проведены и на других «Кобрах».

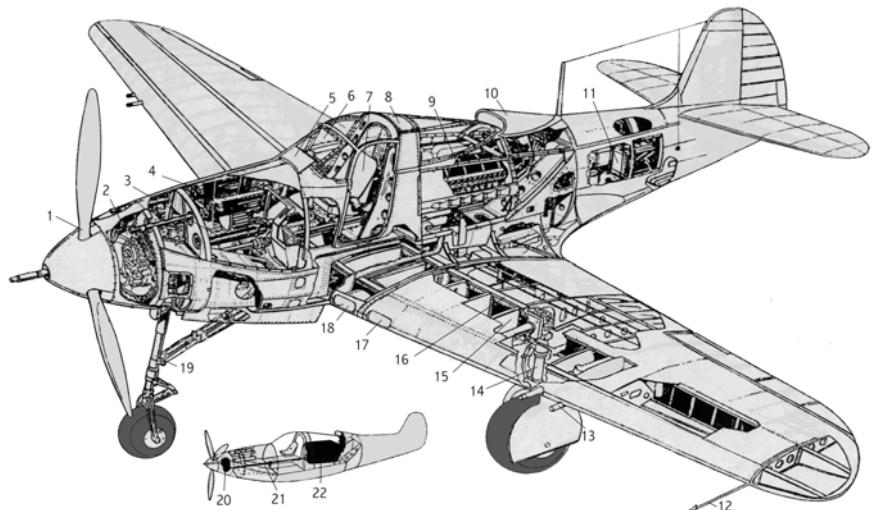
Более 4700 «Аэрокобра» было построено для ВВС СССР. Десятки летчиков, воевавших на P-39, стали Героями Советского Союза, многие из них дважды, а А. И. Покрышкин удостоен этого звания трижды. На его счету 59 сбитых самолетов, из них 48 он сбил на P-39. Фактически количество сбитых самолетов Покрышкиным А.И. наверно никто и не знает. Будучи прекрасным человеком и командиром он в

последние дни войны дарил свои трофеи пилотам, которым не хватало одного-двух сбитых самолетов для получения звания Героя Советского Союза.



P-39N

ОБЩИЕ ДАННЫЕ И КОМПОНОВКА САМОЛЕТА Р-39 “АЭРОКОБРА”



Компоновочная схема Р-39

1. Винт «Кертисс». 2. Броневой корпус редуктора мотора. 3. Пушка «Испано» 20 мм. 4. Пулеметы «Колт-Браунинг» калибра 12,7 мм. 5. Бронеплиты. 6. Переднее пуленепробиваемое стекло. 7. Сиденье пилота. 8. Противокапотажный шпангоут. 9. Мотор «Аллисон» V-1710-E4. 10. Всасывающий патрубок карбюратора. 11. Радиостанция. 12. Трубка Пито. 13. Крыльевые пулеметы «Колт-Браунинг» 7,62 мм. 14. Основная стойка шасси. 15. Нервюра. 16. Лонжерон. 17. Тоннель для охлаждения масляного радиатора. 18. Тоннель для охлаждения жидкостного радиатора. 19. Передняя стойка шасси. 20. Редуктор. 21. Вал. 22. Мотор.

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

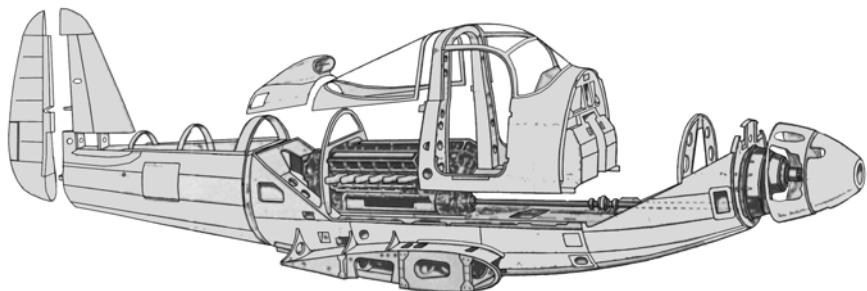
Р – 39 (АЭРОКОБРА) – одноместный истребитель фирмы Белл (США), созданный в 1939 году, оборудованный для дневных иочных полетов – представляет собой свободнонесущий моноплан с низко расположенным крылом. Конструкция самолета цельнометаллическая. Шасси убирающиеся трехколесного типа с передним колесом. В фюзеляже, рассматриваемой модификации Р-39D за кабиной летчика установлен мотор жидкостного охлаждения Аллисон V-1710-E4 . Мотор имеет удлиненный вал, проходящий через носовую часть фюзеляжа и приводящий в движение редуктор, вынесенный вперед. На валу редуктора установлен трехлопастной металлический винт, изменяемого в полете шага, фирмы “Кертисс” с электрическим управлением.

ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж самолета цельнометаллический. Высота фюзеляжа в его наибольшем поперечном сечении 179,5 см, ширина-88,3 см. Фюзеляж состоит из двух частей - передней (носовой) и задней (хвостовой), стыкуемых болтами, расположенными непосредственно за моторным отсеком между масляным баком и расширительным бачком.

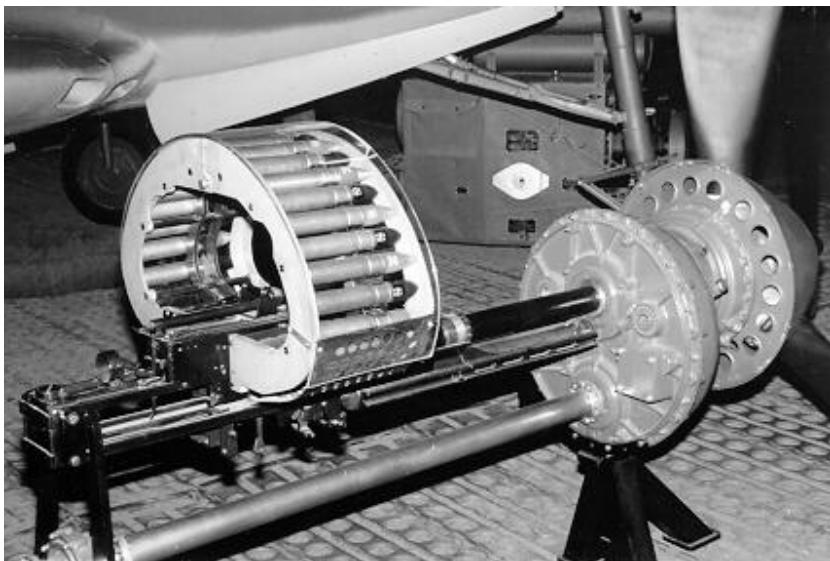
ПЕРЕДНЯЯ ЧАСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА

Каркас фюзеляжа передней части состоит из двух силовых балок (коробчатых лонжеронов), идущих по всей длине поперечной рамы и металлической обшивки, усиленной стрингерами и шпангоутами. Конструкция силовых балок фюзеляжа позволяет выполнить большую часть обшивки фюзеляжа в виде съемных несиловых капотов, обеспечивающих хороший подход к агрегатам. К силовым балкам фюзеляжа крепятся: редуктор с винтом, стойка носового колеса, все носовое вооружение, кабина пилота, мотор, радиаторы, противокапотажная рама. Передняя часть фюзеляжа состоит из трех отсеков: вооружения, кабины и моторного. Длина передней части фюзеляжа 5270 мм. Вес без двигателя 255 кг.



Силовая схема фюзеляжа

ОТСЕК ВООРУЖЕНИЯ



Пушка М-4.(37мм).

В отсеке вооружения расположены: редуктор с масляным бачком, защищенный спереди бронеплитами, синхронные пулеметы, пушка, патронные ящики, два кислородных баллона, закрытых бронеплитами, аккумулятор и стойка носового колеса. Отсек имеет три съемных капота: два боковых и один верхний. Толщина обшивки отсека 1,02мм. Пушка «Испано» 20 мм укреплена на двух точках: передняя точка крепления на стволе во внутренней полости редуктора винта, задняя точка крепления пушки - поддерживающая. Магазин емкостью в 60 патронов помещается сверху пушки. К ствольной коробке пушки подведен патрубок системы обогрева. Перезарядка пушки - гидравлическая Электрогидравлический механизм «Бендинкс» для перезарядки пушки со всей арматурой также находится в отсеке вооружения. Перезарядкой управляют при помощи ручки перезарядки, помещенной в кабине летчика. Управление огнем пушки электрогидравлическое. Гидроспуск пушки соединен с гидросистемой и управляет через электроклапан спускового механизма. Для того чтобы открыть огонь из пушки, необходимо включить электроклапан в электросеть управления вооружением самолета, что достигается постановкой переключателя огня «Gun Selector Switch», находящегося в кабине, в одно из следующих положений:

«Gan»-включено управление огнем;

«Gan & fus» - одновременно включены управление огнем пушки и

синхронных (фюзеляжных) пулеметов;

«ALL» -включено все вооружение самолета.

Если при этом в сеть включен аккумулятор (переключатель магнето стоит в положении “bat”) и пушка снята с предохранителя, то огонь из пушки открывается при нажатии на гашетку, помещенную на ручке управления самолетом.

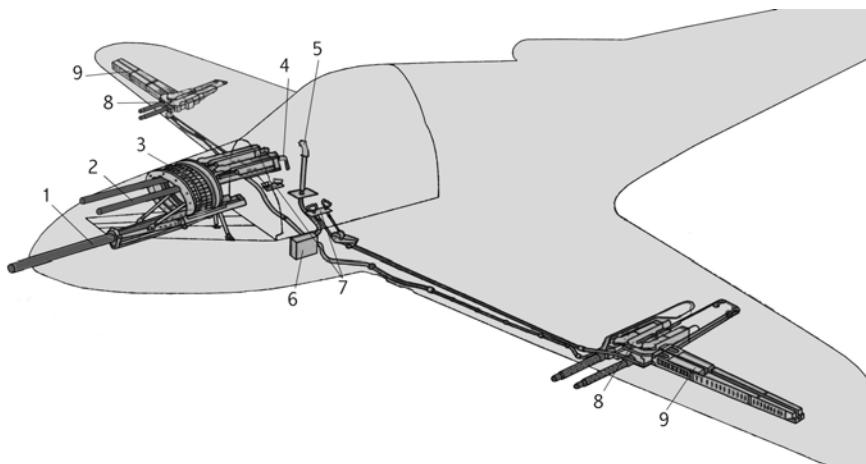
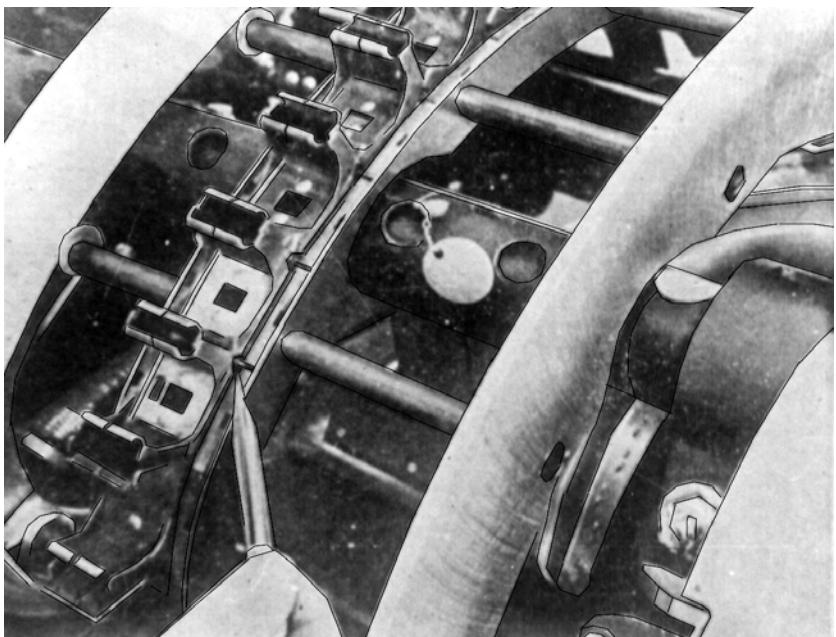


Схема вооружения

1. Пушка 37мм.
2. 2 пулемета 12,7мм.
3. Боекомплект пушки и фюзеляжных пулеметов.
4. Ручки перезарядки фюзеляжных пулеметов.
5. Ручка управления.
6. Блок управления оружием.
7. Ручки перезарядки крыльевых пулеметов.
8. 2 пулемета 7,7мм.
9. Боекомплект крыльевых пулеметов.

Два синхронных пулемета типа «Кольт-Браунинг» Mg 53-2 калибра 12,7 мм с боекомплектом по 270 патронов также помещены в носовой части фюзеляжа.

Каждый пулемет имеет свой синхронизатор, установленный на картере редуктора винта и соединенный с прерывным приспособлением пулемета спусковой тягой (рояльной проволокой, заключенной в стальную трубку). Пулеметы и патронные ящики расположены на одинаковой высоте, симметрично относительно продольной оси самолета. Казенные части пулеметов выступают в кабину пилота, причем затыльник находится примерно на уровне приборной доски. Механизм перезарядки пулеметов приводится в действие вручную. К приемникам пулемета подведены патрубки системы обогрева. В передней стенке кабины пилота свободное пространство окна, через которое казенная часть пулемета проходит в кабину, закрыто кожаной перегородкой с застежкой «молния» во избежание задувания в полете струй холодного воздуха. Питание пулеметов осуществляется при помощи разъемной металлической звеньевой ленты. Патронные ленты помещаются в патронных ящиках под пулеметами. Из патронного ящика лента подводится рукавом к приемнику пулемета. Звеньеводы коробчатого сечения из листовой стали, в верхней своей части крепятся к приемнику пулемета.



Магазин пушки М-4.

Нижние части обоих звеньеводов выведены в приемную воронку гильзоотвода пушки, откуда звенья вместе с гильзами от пушки попадают в специальный отсек внизу носовой части фюзеляжа. С правой стороны из отсека звенья извлекаются через лючок с надписью «20 mm shell ejection». Гильзоотводы укреплены под гильзоотводными окнами коробов пулеметов и жестко прикреплены к каркасу самолета. Гильзоотвод левого пулемета отведен в отсек для стреляных гильз, расположенный слева внизу носовой части фюзеляжа, гильзоотвод правого пулемета отведен в такой же отсек справа. Гильзы из отсеков извлекаются через окна, закрываемые лючками с надписью «Cal 50-chells». Перезарядка пулеметов - ручная

при помощи ручек перезарядки, находящихся в кабине летчика (выступают из-за приборной доски) и укрепленных на коробе пулемета. Огонь из синхронных пулеметов открывают путем включения синхронизатора с помощью электромагнита. Включением и выключением электромагнита синхронизатора управляют через гашетку на ручке управления самолетом . Электромагниты включаются в цепь при следующих положениях переключателя огня:

“Gan & fus” - включены пушка и синхронные пулеметы;

“Wing & fus” -включены крыльевые и синхронные пулеметы.

Огонь открывается при нажатии на гашетку.

На правой стороне передней части фюзеляжа находится кронштейн для установки ракетницы. Управление ракетницей производится спусковой ручкой, установленной впереди правой двери кабины.

Кислородное оборудование состоит из одноредукторного кислородного прибора, двух баллонов типа С-1, баллоны закреплены в переднем отсеке фюзеляжа. Один из них установлен по оси самолета, а другой - ближе к правому борту.

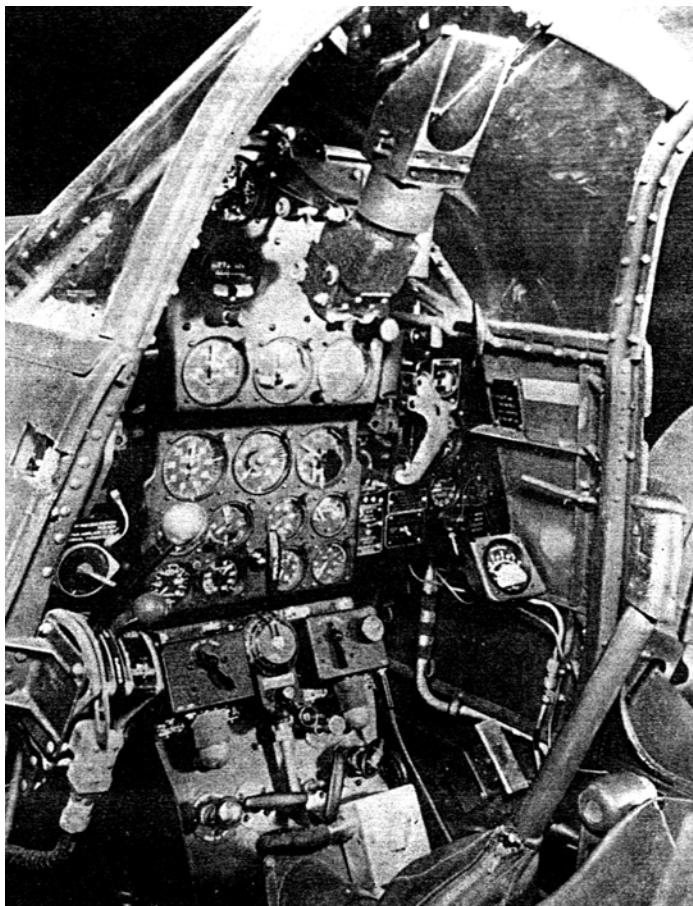


Патронный ящик фюзеляжных пулеметов

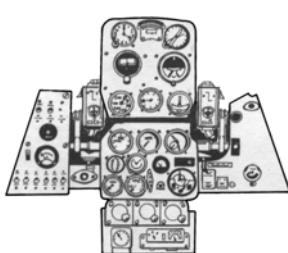
В передней части отсека вооружения между лонжеронами фюзеляжа (силовыми балками) укреплен на 30 болтах опорный кронштейн стойки носового колеса. Крепление стойки носового колеса является слабым местом конструкции. Отмечены случаи среза кронштейна крепления стойки под болтами, которыми он крепится к балкам фюзеляжа. Поэтому необходимо тщательно осматривать кронштейн после посадки самолета. Отмечались также случаи ослабления болтов крепления картера редуктора. После первых пяти - десяти часов работы мотора нужно проверять и подтягивать эти болты

ОТСЕК КАБИНЫ

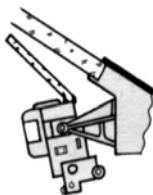
Отсек кабины следует за отсеком вооружения и отделен от него противопожарной газонепроницаемой перегородкой. Кабина пилота - закрытого типа и находится впереди моторного отсека. Фонарь кабины несъемный, сверху и с боков он закрыт прозрачными панелями из плексигласа. Дюралюминиевая обшивка отсека имеет толщину 1,02 мм. В передней части фонаря смонтирована трубочка с отверстиями для обрызгивания фонаря антиобледенительной смесью, предохраняющей стекла от обмерзания. Переднее наклонное стекло фонаря представляет собой прозрачную броню. За головой летчика в противопожарной раме установлена вторая легкосъемная прозрачная бронированная плита. Стекла помещены в толстые стальные рамы. С обоих бортов кабины навешены двери автомобильного типа.



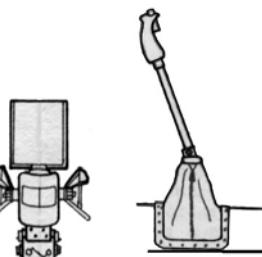
Кабина пилота



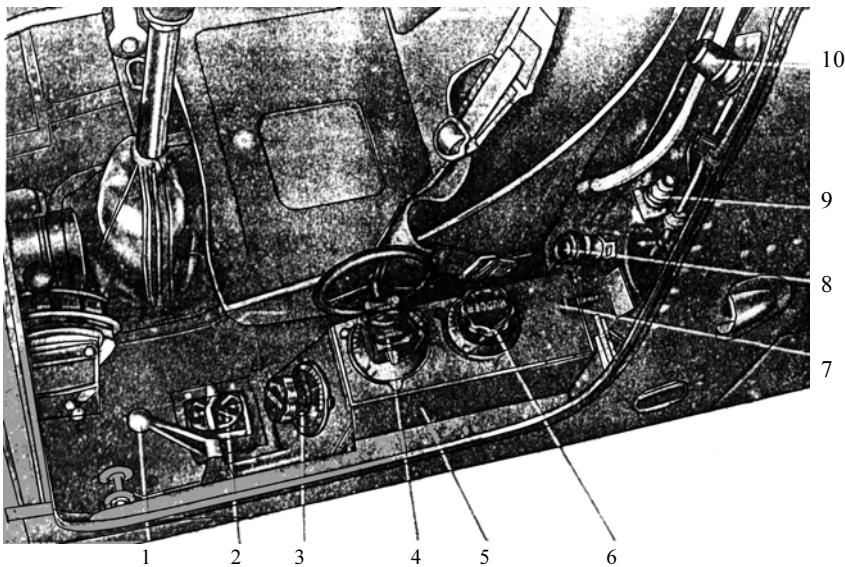
Приборная доска.



Прицел.



Ручка управления.



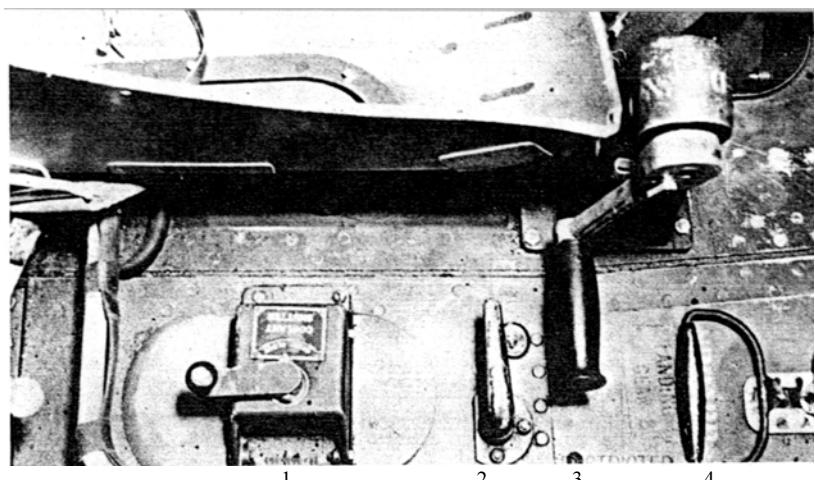
Органы управления с левой стороны кабины

1.Рукоятка ручной бензопомпы. 2. Бензокран. 3. Штурвал триммера элеронов. 4. Штурвал триммера руля высоты. 5.Коробка управления триммерами. 6. Штурвал триммера руля поворота. 7. Кнопка выключения сирены шасси. 8. Управление заслонкой всасывающего патрубка карбюратора. 9. Кнопка управления радиостанцией. 10. Лампа освещения.

Дверь справа служит для нормального входа и выхода из кабины. Дверь слева служит запасным выходом. На случай аварии предусмотрена возможность сбрасывать двери изнутри при помощи специального аварийного приспособления. Освобождающий аварийный механизм позволяет открывать дверь так, что она в полете срывается с самолета. Левая дверь снабжена аналогичным механизмом, но на ней смонтирована часть радиооборудования самолета, поэтому пользоваться ею следует только в крайних случаях.

Обе двери снабжены опускающимися вниз прозрачными стеклами, обеспечивающими вентиляцию и обзор при посадке в случае обледенения фонаря. Стекла убираются при помощи рукояток и механизма автомобильного типа которыми можно пользоваться и на земле и в полете на всех скоростях. Правая дверь снабжена упором, который держит дверь открытой. Обе двери могут открываться снаружи при

помощи рукояток с замками, заделанных в потай на каждой двери. В верхней части каждой двери на каркасе фонаря установлены замки-задвижки, предназначенные для дополнительного запирания дверей на случай самопроизвольного их открытия в воздухе. Кабина и синхронные пулеметы при необходимости обогреваются горячим воздухом от специального бензинового обогревателя, установленного в отсеке вооружения. Подача горячего воздуха в кабину или к оружию регулируется заслонкой, связанной с тягой, головка которой выведена на щиток летчика справа от приборной доски. Если головку подать до отказа вперед (от себя), горячий воздух начнет поступать в кабину, если до отказа вытянуть на себя - горячий воздух будет поступать к пулеметам. Управление обогревом и автоматическое регулирование температуры подогреваемого воздуха осуществляются электрическим путем. В системе имеется вентилятор с приводом от электромотора. Работа обогревателя контролируется сигнальной лампой красного цвета, находящейся на щитке, справа от приборной доски.



Органы управления с правой стороны кабины

1. Рукоятка управления заслонкой радиатора.
2. Рычаг включения аварийного выпуска шасси.
3. Рукоятка аварийного выпуска шасси.
4. Ручка перезарядки крыльевого пулемета.

Контроль за работой обогревателя обеспечивается многочисленными реле. Если температура воздуха в кабине достигла требуемой и повышается далее, а обогреватель продолжает работать и красная сигнальная лампа горит, то необходимо выключить систему обогрева, переведя выключатель обогревателя в положение Off - выключено.

В кабине установлено сиденье пилота обычного типа на наклонных стойках, вставляемых нижними концами в специальные стаканчатые гнезда на полу кабины. Верхними концами наклонные стойки крепятся на узлах противокапотажной рамы при помощи болтов. Сиденье неподвижное и по высоте не регулируется. Сиденье снабжено привязными ремнями типа "Sutton A".

В задней части кабины в балках фюзеляжа заделана мощная расчаленная стальнойми лентами противокапотажная рама, предусмотренная на случай полного капота самолета. Рама выдерживает без каких-либо повреждений силу, направленную вниз и

равную весу самолета, умноженному на 4,5 (около 16 т). В кабине имеется приспособление для вентиляции, установленное в задней съемной части фонаря с левой стороны и приводимое в действие при помощи рукоятки, помещенной слева от сиденья на противокапотажной раме. От рукоятки к заслонке вентилятора проходит разъемный трос в боуденовской оболочке.

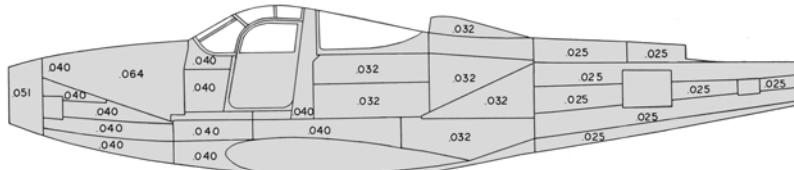
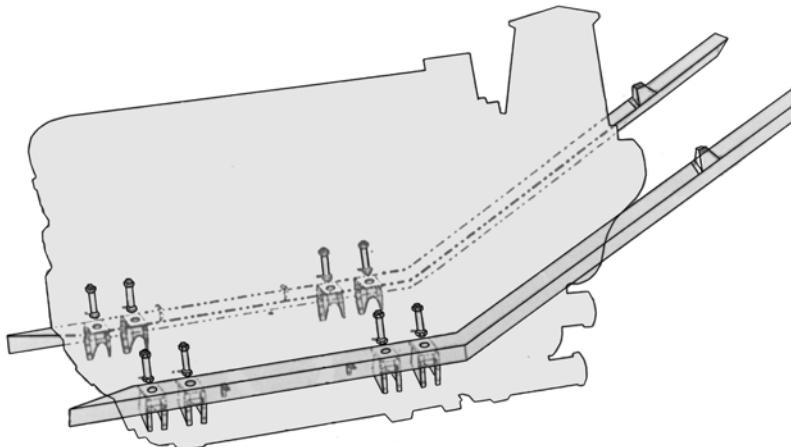


Схема размещения обшивки фюзеляжа (по толщине в дюймах).

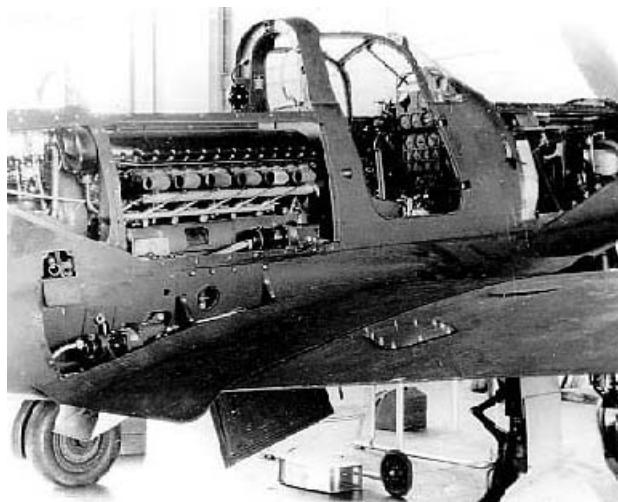
МОТОРНЫЙ ОТСЕК

Моторный отсек следует за кабиной пилота и отделен от нее второй противопожарной газонепроницаемой перегородкой. В нижней части моторного отсека и кабины проходят три лонжерона центроплана. Центроплан выполнен за одно целое с фюзеляжем. В фюзеляже сзади мотора имеется лючок с надписью «Inertia starter», в который вставляется рукоятка для сцепления с храповиком стартера. Рядом с храповиком имеется кольцо, при помощи которого выключается стартер. Мотор крепится к самолету в восьми точках. Картр редуктора установлен на главной перегородке фюзеляжа. Редуктор соединен с мотором посредством удлиненного вала. Вал сидит на подшипнике, расположенному непосредственно перед кабиной.



Крепление мотора на силовой раме.

Наружная обшивка фюзеляжа стыкуется встык. Вся обшивка и капоты моторного отсека выполнены из дюоралюминиевых листов (0,81 мм).



Моторный отсек.

ХВОСТОВАЯ ЧАСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА

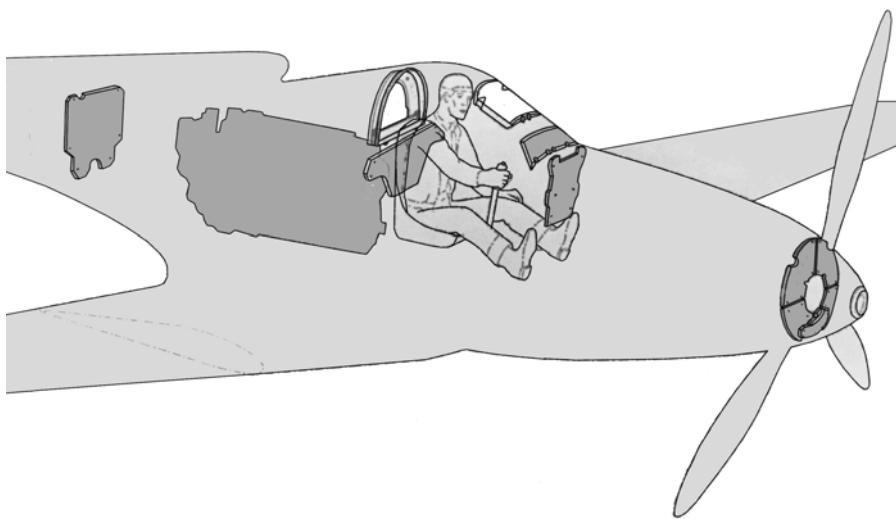
Хвостовая часть фюзеляжа - типа полумонокок с работающей обшивкой толщиной 0,635 мм, подкрепленной уголковыми стрингерами и рядом шпангоутов. Хвостовая часть имеет длину 2450 мм и весит около 85 кг. Обшивка фюзеляжа – гладкая, набранная из дюоралюминиевых листов, приклепанных вплоть. В хвостовой части на горизонтальных силовых панелях смонтировано радиооборудование. На наружной обшивке хвостовой части фюзеляжа установлены четыре кронштейна для крепления стабилизатора. Внутри на шпангоутах также установлены четыре кронштейна для крепления киля.

Весь фюзеляж испытывался на прочность при перегрузке 12, при этом никаких повреждений не было.

БРОНИРОВАНИЕ

На самолете бронируются: кабина летчика, мотор, редуктор и кислородные баллоны. Общий вес металлической брони 100 кг, прозрачной - 16 кг.

Сзади летчик защищен мотором, позади которого установлена бронеплита толщиной 6 мм. Непосредственно за головой летчика установлено пулестойкое стекло толщиной 63,5 мм и ниже за спиной - бронеплита толщиной 8,5 мм. Спереди летчик защищен пулестойким стеклом толщиной 38 мм, расположенным под углом 25° к продольной оси самолета. К стеклу непосредственно примыкает бронеплита толщиной 7 мм, расположенная на капоте под углом 15° к продольной оси самолета. Кроме того, пятью бронеплитами толщиной 15 мм забронирован редуктор, что также входит в общую защиту летчика спереди.



Бронирование самолета

КАПОТЫ

Фюзеляж самолета имеет 21 лючок, 17 легкосъемных укрепленных на замках дюралюминиевых капотов и семь съемных зализов. Капоты для жесткости усилены накладками и штампованными профилями. Панели капота изготовлены из алькледа и усилены дюралюминиевыми стрингерами и отбортованными полосами. Они прикрепляются к самолету быстродействующими замками «Кэмлок», прикрепленными к каркасу капота.

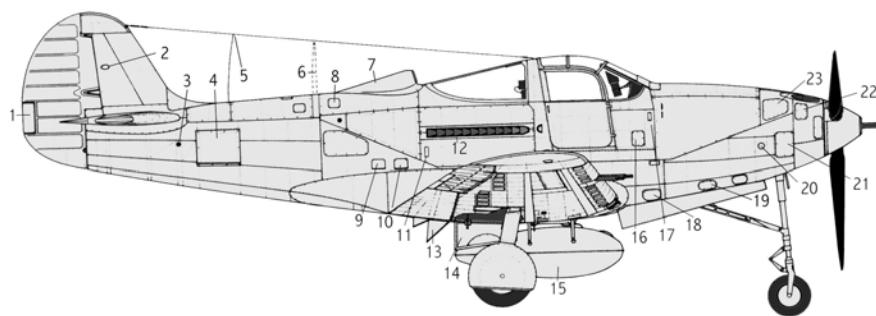


Схема самолета (вид справа).

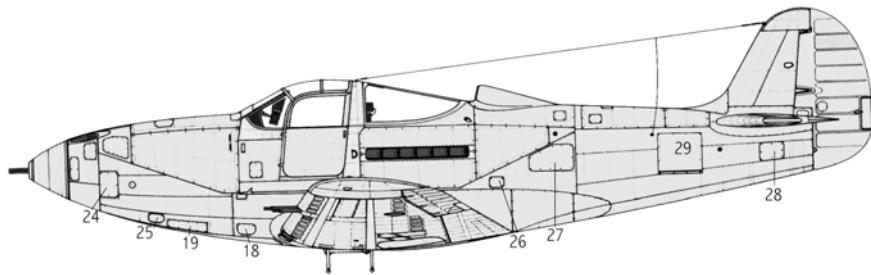


Схема самолета (вид слева).

1. Триммер руля направления.
2. Хвостовой аэронавигационный огонь (АНО) белого цвета .
3. HOIST / Сквозное такелажное отверстие.
4. RADIO RECEIVER / Лючок радиооборудования.
5. Антenna.
6. Штыревая антенна (на некоторых модификациях).
7. Всасывающий патрубок карбюратора.
8. Лючок заливной горловины расширительного бачка.
9. Лючок храповика стартера.
10. Захват для руки.
11. Лючок к тягам управления заслонками радиаторов.
12. Выхлопные патрубки двигателя.
13. Заслонки радиаторов.
14. Створка ниши шасси.
15. Подвесной топливный бак.
16. К роликам тросов от педалей управления.
17. К винту регулировки хода педалей управления.
18. CAL 50 SHELLS / Лючок для выемки стреляных пушечных гильз.
19. 20MM SHELL EJECTION / Лючок для выемки стреляных пушечных гильз
20. Сквозное такелажное отверстие.
21. DANGER GAN / К управлению винтом и синхронизатору пулемета.
22. К газоотводной трубе пулемета.
23. К щеткам электромотора винта.
24. Для регулировки управления винтом.
25. К розетке аэродромного электропитания.
26. К альвейеру.
27. К регулятору напряжения бортовой электросети.
28. FIRST AID / К радиооборудованию и аптечке.
29. TRANSMITTER / К радиооборудованию и аптечке.

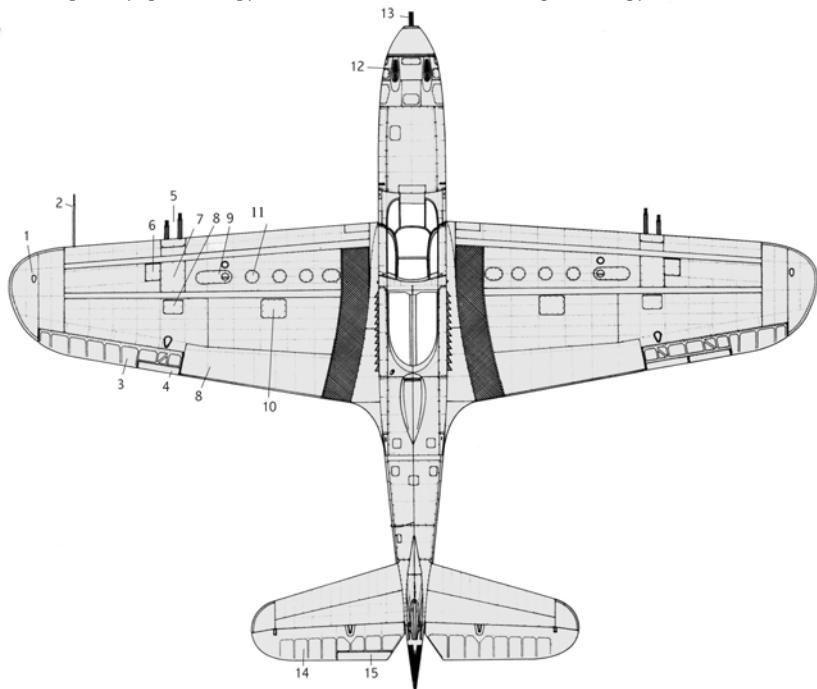


Схема самолета (вид сверху).

1. АНО красного цвета. 2. ПВД (приемник воздушного давления). 3. Элерон. 4. Триммер элерона. 5. Стволы пулеметов. 6. Лючок к рукаву питания пулеметов. 7. Доступ к пулеметам. 8. Лючок к тросам перезарядки пулеметов. 9. MAIN FUEL TANK / Заливная горловина бензобака. 10. Лючок к механизму уборки шасси. 11. MAIN FUEL TANK / Лючок для осмотра отсека бензобака. 12. Стволы пулеметов. 13. Ствол пушки. 14. Руль высоты. 15. Триммер руля высоты

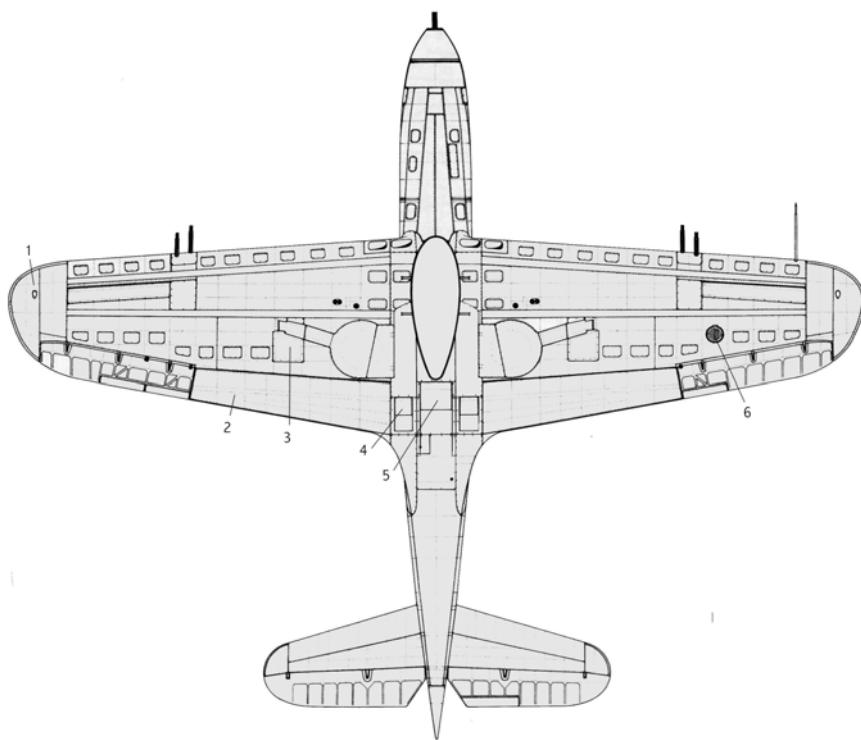


Схема самолета (вид снизу).

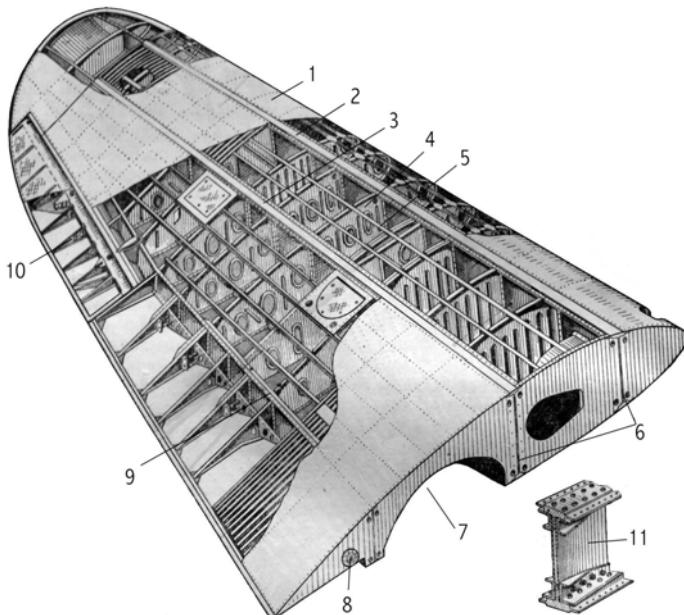
1. АНО зеленого цвета. 2. Закрылок. 3. Лючок для зарядки стоек шасси и смазки механизма уборки. 4. Заслонки маслорадиатора. 5. Заслонка радиатора. 6. Посадочная фара.

Крыло самолета состоит из трех частей (центроплана и двух отъемных консолей). Все крыло - цельнометаллическое, с работающей обшивкой. Исключение составляют элероны крыла, у которых обшивка полотняная.

ЦЕНТРОПЛАН

Центроплан выполнен за одно целое с фюзеляжем. Лонжероны центроплана (передний, задний и вспомогательный) не отделимы от лонжеронов фюзеляжа. Размах центроплана равен 1118 мм, длина хорды 2560 мм. В центроплане размещены радиаторы и воздухопроводы к ним. Правая и левая консоли крыла крепятся к центроплану болтами.

КРЫЛО



Крыло самолета

1. Обшивка. 2. Передний лонжерон. 3. Задний лонжерон. 4. Нервюры. 5. Стингеры. 6. Стыковочные узлы с центропланом. 7. Ниша колеса основной стойки шасси. 8. Узел подвески тормозного щитка. 9. Задняя продольная стенка. 10. Элерон. 11. Сечение лонжерона у разъема.

КОНСОЛИ КРЫЛА

Крыло P-39 – цельнометаллическое, трехлонжеронной конструкции.

Силовыми элементами крыла являются первый и второй (главный) лонжероны, задняя продольная стенка (вспомогательный лонжерон), стрингеры, нервюры и обшивка.

Носок (обтекатель) крыла выполнен отъемным для облегчения его замены в случае повреждения. Он состоит из передней, задней и вспомогательной балки, нервюра, усиливающих обшивку и несущей обшивки.

Длина консоли без концевого обтекателя 3030 мм. Длина с обтекателями - 4620 мм. Между передним и задним лонжеронами в правой и левой консолях расположены бензобаки. Установочный угол крыла $+2,5^\circ$ к оси самолета. Поперечное V (по передней кромке) $5^\circ 37'$. Стреловидность (по передней кромке) - $4^\circ 35'$. Стыковка консоли с центропланом производится 30 болтами, подход к которым - через специальные лючки в центроплане и консоли. На вспомогательном лонжероне подвешивается щиток и элерон. В концевой части крыла сверху и снизу установлены аэронавигационные огни (в левом крыле красный, в правом зеленый). Толщина обшивки на законцовке крыла равна 0,81 мм.

Толщина обшивки в разных местах консоли различна - от 1,3 мм до 0,635 мм. На обшивке установлен ряд лючков для контроля и облегчения подхода к агрегатам.

ЛОНЖЕРОНЫ КОНСОЛЕЙ

На втором лонжероне крепятся основные стойки шасси. На первом и втором лонжеронах установлены кронштейны пулеметов; за первым лонжероном ставятся патронные ящики. Снизу между вторым и вспомогательным лонжеронами закреплен купол колеса и желоб для стойки шасси. На нижней поверхности левого крыла смонтирована управляемая посадочная фара; в передней кромке - трубка Пито (ПВД – приемник воздушного давления). Вся консоль крыла испытана на прочность при перегрузке 12

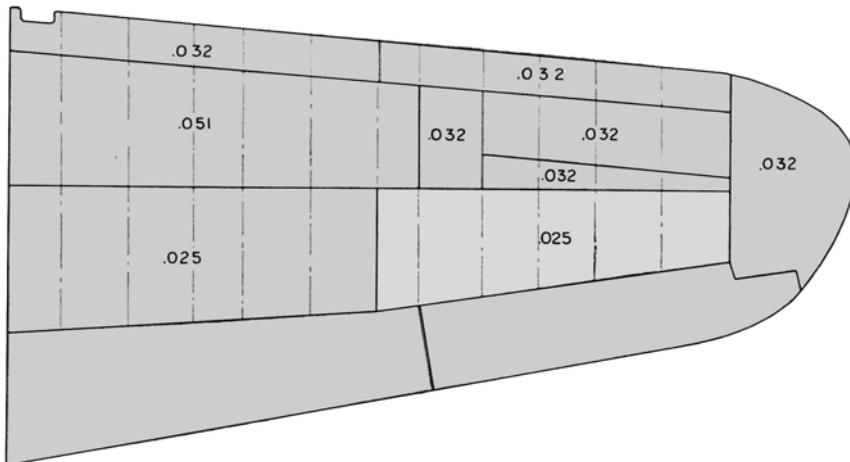


Схема размещения обшивки на верхней части крыла (по толщине в дюймах).

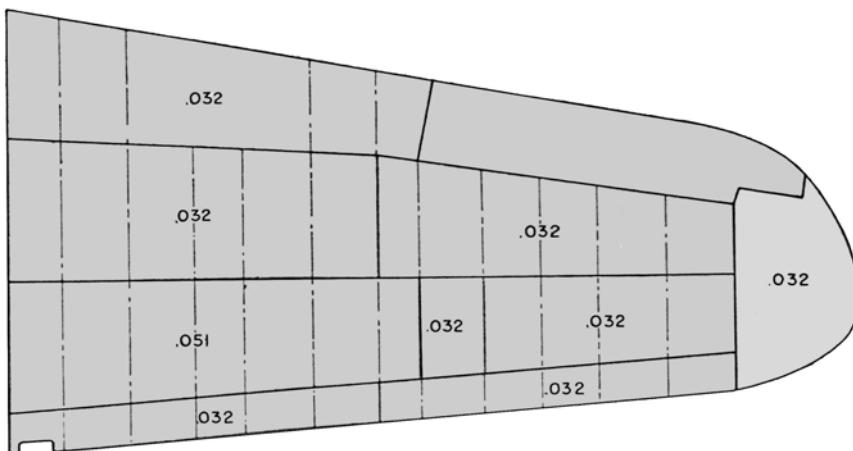


Схема размещения обшивки на нижней части крыла (по толщине в дюймах).

ЭЛЕРОНЫ

Элерон типа Фрайз расположен между 8 и 15-й нервюрами крыла. Он состоит из главного лонжерона, вспомогательной балки, нервюра, металлических кромок. Главный лонжерон несет нервюры и арматуру для подвески элерона к крылу. Вспомогательная балка расположена внутри, несколько впереди задней кромки. Она несет на себе триммер элерона. Длина элерона 2025 мм. Задняя часть поверхности элерона обтянута полотном. Элерон в аэродинамическом и весовом отношении сбалансирован. Для весовой компенсации в носке элерона помещена специальная труба.

ЩИТКИ

Для уменьшения посадочной скорости самолета и для облегчения взлета на крыле установлены щитки. Обшивка крепится к каркасу щитка заклепками впотай. Щитки простираются от внутреннего конца элерона до разъема крыла. Для большей жесткости по краям щитков прикрепляются продольные профили. Щитки приводятся в действие тягами. Для соединения с тягой управления на щитке установлены пять узлов для тандеров. Щитки работают синхронно и приводятся в действие от электромотора мощностью 0,25 л.с., имеющего дистанционное управление. Максимальное отклонение щитков вниз 43° . Розмах - 455 см. Вес щитка - 6 кг.

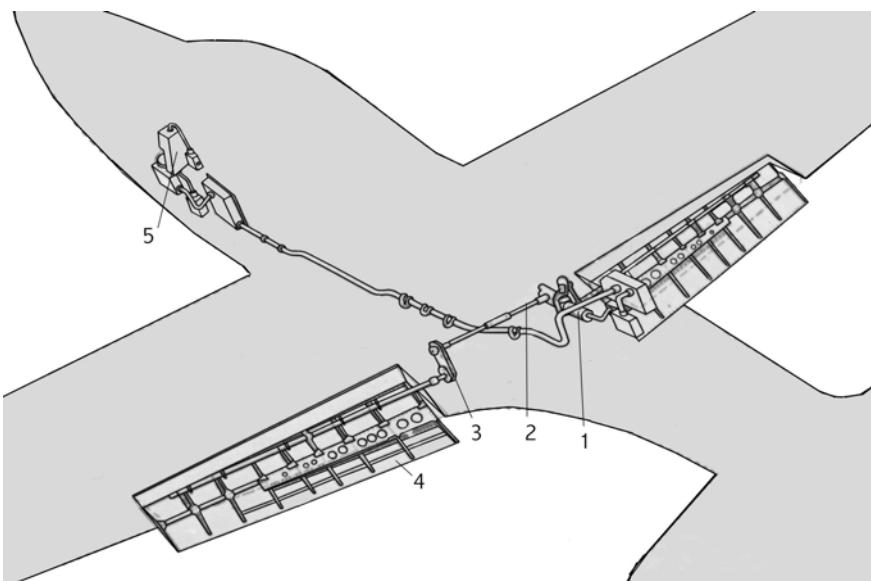
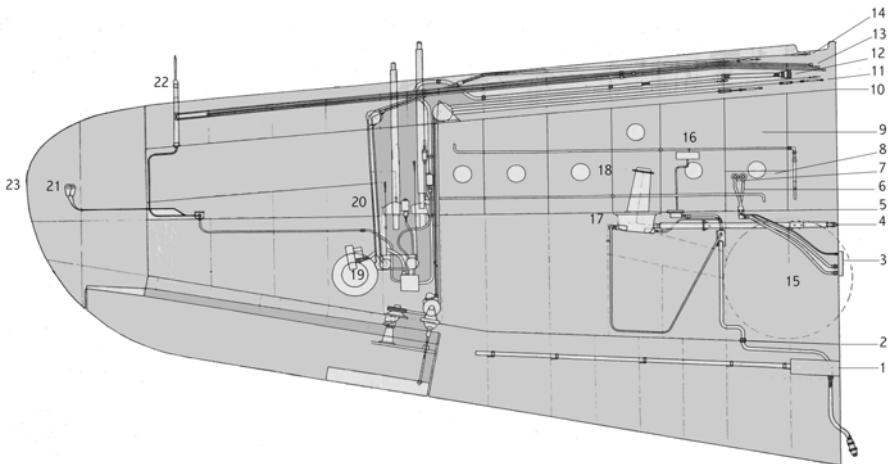


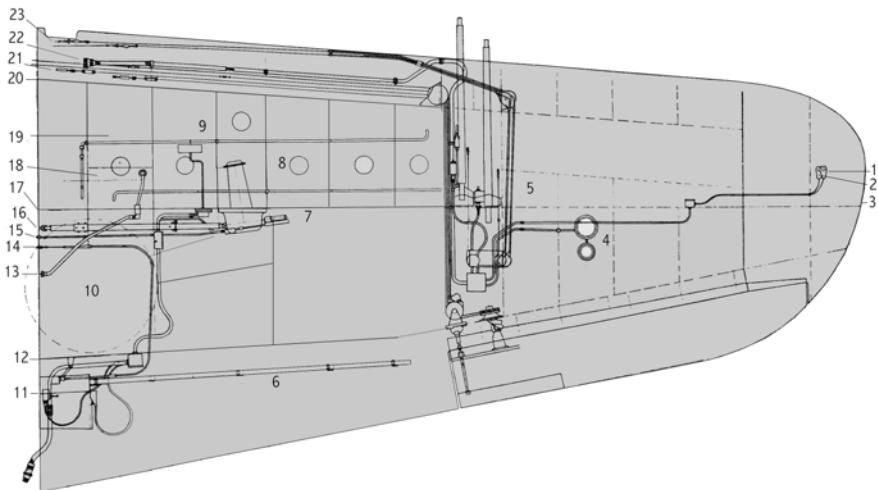
Схема управления щитками

1.Электромотор. 2. Ведущий вал. 3. Цепная передача от ведущего вала на вспомогательные валики управления щитками. 4. Щиток. 5. Переключатель управления щитками.



Внутренний монтаж левого крыла.

1. Управление щитком.
 2. Вспомогательная балка.
 3. Труба бензосистемы.
 4. Вал уборки и уборки шасси.
 5. Задний лонжерон.
 6. Труба бензопомпы.
 7. Труба бензосистемы.
 8. Отстойник для горючего.
 9. Бензобаки.
 10. Передний лонжерон.
 11. Управление элероном.
 12. Монтаж электрических проводов.
 13. Монтаж трубы Пито (только для левого крыла).
 14. Управление вооружением.
 15. Купол колеса.
 16. Основной распределитель горючего.
 17. Шпиндель.
 18. Дренаж бензобака.
 19. Посадочные фары (только для левого крыла).
 20. Кронштейн, несущий установку пулемета.
 21. Аэронавигационный огонь самолёта.
 22. Трубка Пито.
 23. Концевой (отъёмный) обтекатель крыла.



Внутренний монтаж правого крыла.

1. аэронавигационный огонь самолёта (верхний огонь). 2. нижний огонь. 3. концевой (съёмный) обтекатель крыла. 4. опознавательный огонь. 5. кронштейн, несущий установку пулемёта. 6. Вал управления щитком. 7. установка шпинделя. 8. установка бензотрубок. 9. основной распределитель горючего. 10. купол колеса. 11. концевые выключатели выпуска щитка (только

для правого крыла). 12. вспомогательная балка. 13. трубопровод бензосистемы. 14. управление указателем положения щитка (только для правого крыла). 15. указатель положения шасси (только для правого крыла). 16. детали шасси (вал, узел шпинделя и указатель положения шасси). 17. задний лонжерон. 18. отстойник горючего. 19. Бак для горючего. 20. Передний лонжерон. 21. Тросы управления триммером. 22. Электропровода. 23. Тросы управления вооружением.

КРЫЛЬЕВЫЕ ПУЛЕМЕТНЫЕ УСТАНОВКИ

В плоскостях самолета установлено по два пулемета типа «Кольт-Браунинг» калибра 7,62 мм с боекомплектом по 1000 патронов на каждый пулемет. По размещению пулеметов и патронных ящиков обе крыльевые установки совершенно симметричны. Пулеметы размещены в отсеке крыла за бензобаками эшелонировано по горизонтали и по вертикали. Внутренние пулеметы смещены относительно наружных вперед и несколько подняты вверх для удобства помещения рукавов питания и звеньевоотводов. Сзади к пулеметам подвешены гибкие шланги обогревательной системы, по которым в пулеметный отсек поступает горячий воздух от радиаторов. Каждый пулемет установлен на своем лафете. Конструкция переднего узла крепления допускает небольшие повороты лафета в горизонтальной и вертикальной плоскостях, что необходимо для производства пристрелки. Пулеметный отсек спереди закрыт матерчатой перегородкой, надетой на кожух ствола пулемета и пристегнутой к лонжерону четырьмя кнопками. Питание пулеметов осуществляется при помощи рассыпающейся звеньевой ленты, уложенной в патронный ящик. Стреляные гильзы и звенья выбрасываются в воздух через гильзо- и звеньевоотводы, которые подходят к отверстиям в обшивке. Отверстия в обшивке снаружи закрываются пружинными лючками. В закрытом положении онидерживаются специальными защелками и при заряжании пулеметов открываются под действием пружин. Перезарядка крыльевых пулеметов ручная, при помощи тросовой проводки. В кабине летчика имеются четыре ручки перезарядки, смонтированные попарно сверху по обеим сторонам приборной доски (фюзеляжные пулеметы) и на полу кабины (крыльевые пулеметы). На каждой ручке имеется надпись "Gun charger". Ручка перезарядки скреплена с тросом, идущим через систему роликов в фюзеляже и крыле к механизму перезарядки пулемета. Вследствие большого трения в системе механической проводки ручная перезарядка весьма затруднительна и требует большого усилия. Управление огнем крыльевых пулеметов электрическое, без механического дублера, производится нажатием на гашетку на ручке управления самолетом. Стрельба возможна в том случае, если цепь электроспусков крыльевых пулеметов включена, т.е. рычаг переключателя огня, находящегося в кабине летчика, установлен в одном из следующих положений:

1. "Wing & fus" - крыльевые и синхронные пулеметы;
2. "All" - все оружие.

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

В хвостовое оперение входят: стабилизатор, киль, руль поворота с триммером и две половины руля высоты с триммером на левой половине. Рули имеют весовую и аэродинамическую компенсацию.

Стабилизатор

Стабилизатор состоит из переднего и заднего лонжеронов, нервюр, стрингеров и несущей обшивки. Задний лонжерон несет кронштейны подвески руля высоты. Стабилизатор свободнонесущий, нерегулируемый, дюралюминиевой конструкции.

Установочный угол к оси самолета - $2^{\circ}10'$. Стабилизатор крепится к хвостовой части фюзеляжа четырьмя болтами.

Киль

По конструкции киль схожен со стабилизатором и представляет собой консольную конструкцию с цельнометаллической несущей обшивкой. Установочный угол киля к оси самолета - на 1° влево. На левой и правой сторонах киля между лонжеронами расположены хвостовые АНО (белые).

Руль высоты

Площадь руля $1,5 \text{ м}^2$. Руль высоты состоит из левой и правой половин, соединенных между собой посредством труб с фланцами. Каждая половина состоит из главного лонжерона, нервюра передней кромки, покрытых дюралюминием и нервюра задней кромки, покрытых полотном. Левая половина руля имеет триммер, выполненный из пластмассы. Четыре шарнирные подвески, установленные на главных лонжеронах, обеспечивают крепление руля высоты к кронштейнам стабилизатора.

Руль поворота

Площадь руля $1,03 \text{ м}^2$. Он изготовлен из дюралюминия и покрыт матерчатой обшивкой. Руль имеет один главный лонжерон и одну вспомогательную балку. К ней крепится триммер. Триммер изготовлен из пластмассы. Места стыков киля, стабилизатора и фюзеляжа закрыты зализами, которые крепятся при помощи винтов.

ДОПОЛНИТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Посадочная фара

Выдвижная посадочная фара «Граймс» В-1 установлена под левой консолью крыла. Выпуск и уборка фары производятся реверсивным электромотором, который смонтирован на кронштейне фары. Переключатель управления электромотором находится на вспомогательном электрощитке в кабине у левого борта. Переключатель имеет три положения:

- среднее - Off (выключено);
- заднее - On (выпуск фары);
- переднее - Retract (уборка фары).

Мощность лампы 240 Вт.

Аэронавигационные огни

На самолете установлены парные бортовые аэронавигационные огни (красные и зеленые) и парный хвостовой (белый) огонь. Управление АНО осуществляется из кабины при помощи переключателя, имеющего три положения:

- среднее - Off (выключено);
- заднее - On (включено);
- переднее - On (кодирование, переключатель работает как кнопка).

Мощность, потребляемая лампами АНО 30 Вт.

Строевые и кодовые огни

Приочных полетах в строю для связи между самолетами, а также между самолетом и землей используются:

а) строевые огни синего цвета, расположены по бокам фюзеляжа выше крыла между кабиной и мотором. Сила света этих огней регулируется реостатом на вспомогательном электрощитке;

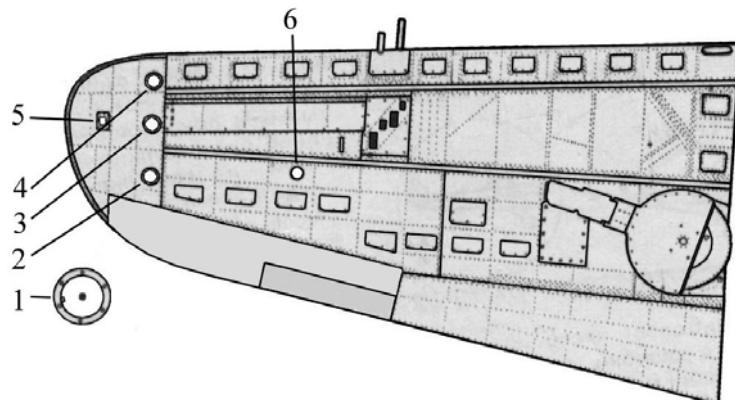


Схема расположения аэронавигационных огней на нижней части правого крыла
1.Строевой огонь. 2. Желтый. 3. Зеленый. 4. Красный. 5. Крыльевой АНО – зеленого цвета. 6. Крыльевой кодовый огонь белого цвета.

б) кодовые - белые огни, один из которых расположен под правой консолью крыла, а другой - сверху фюзеляжа, в хвостовой его части. На самолетах некоторых выпусков верхний кодовый огонь установлен над правой консолью. Кодовые огни включаются коммутатором, состоящим из двух переключателей и ключа Морзе. Каждый переключатель имеет три положения:

OFF-выключено;

STEADY - включено на длительную работу;

MORSE - включено для кодирования ключом.

Коммутатор установлен на правом борту кабины возле приборной доски. Общий выключатель кодовых огней находится справа на приборной доске. Мощность, потребляемая лампами строевых огней - 24 Вт, лампой нижнего кодового огня - 35 Вт, лампой верхнего кодового огня - 16 Вт.

Освещение

Кабина освещается четырьмя лампами, установленными по сторонам приборной доски и сиденья летчика. Яркость света регулируется реостатом на вспомогательном электрощитке. Мощность, потребляемая лампами - 12 Вт. У самолетов некоторых серий кабинное освещение не имеет регулировочного реостата, а включается обычным тумблером. Прицел освещается специальной 25-ваттной лампой. Яркость света регулируется реостатом на главном электрощитке. Приборы освещаются голубым светом от газовой лампы тлеющего разряда. Лампа укреплена в специальном держателе на правом борту кабины. Электроэнергия к лампе поступает от вибрационного преобразователя напряжения. От преобразователя напряжения получают питание две трехвольтовые лампы индивидуального освещения

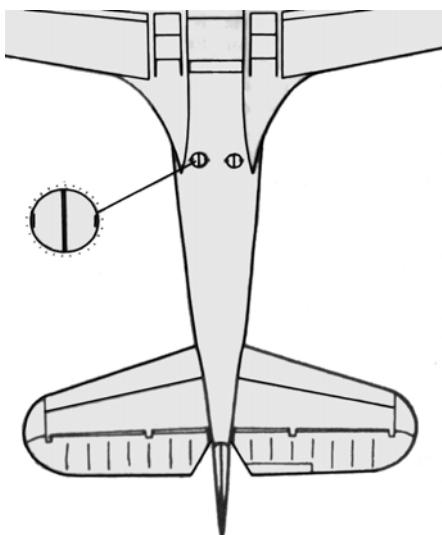
магнитного компаса и гирополукомпаса. Яркость света этих ламп регулируется реостатом, находящимся на вспомогательном электрощитке.

Обогрев трубы Пито

Включение обогрева трубы Пито производится выключателем, находящимся на главном электрощитке. Обогрев следует включать непосредственно перед полетом, так как в противном случае, особенно в теплую погоду, обогревательный элемент может перегореть. При выходе из строя обогревателя требуется смена всей трубы Пито.

Осветительная парашютная ракета

Вытяжная ручка для сбрасывания парашютной ракеты находится слева под щитком радиоуправления. Парашютная кассета установлена на левой стенке фюзеляжа позади моторного отсека. Для сбрасывания парашютной ракеты необходимо потянуть ручку на себя.



Один из вариантов расположения лючков выброса парашютных ракет.

Аптечка первой помощи

Аптечка крепится на левом люке доступа к радиоустановке в хвостовой части фюзеляжа.

Сумка для инструментов

Сумка для инструментов расположена с правой стороны фюзеляжа под зализом крыла у задней кромки. Для доступа к ней нужно снять зализ.

Фляга для воды

Фляга для воды крепится справа под сиденьем летчика. Предусмотрена установка дополнительного водяного бачка в отсеке вооружения, непосредственно за масляным

бачком редуктора. При установке водяного бачка необходимо снять передний кислородный баллон.

Пакет для бортового пайка

Пакет крепится к пулеметному капоту фюзеляжа. Для доступа к нему нужно снять крышку капота.

Рукоятка ручного запуска

Рукоятка ручного запуска крепится под правым зализом или в правом крыле около храповика ручного стартера, расположенного с правой стороны мотора.

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

Управление рулями и элеронами на самолете смешанное: состоит из дюоралиюминиевых труб и тросов из нержавеющей стали. Ручка управления в нижней части имеет хомут, обеспечивающий возможность прохода внешнего вала от мотора к редуктору. При нейтральном положении ручка должна быть наклонена вперед на $-8^{\circ}50'$ относительно пола кабины. Две педали ножного управления между собой непосредственно не связаны. Каждая педаль может качаться вокруг верхнего шарнира.

Нормальное отклонение руля высоты: вверх 35° , вниз 15° .

Нормальное отклонение элеронов: вверх 25° , вниз 10° .

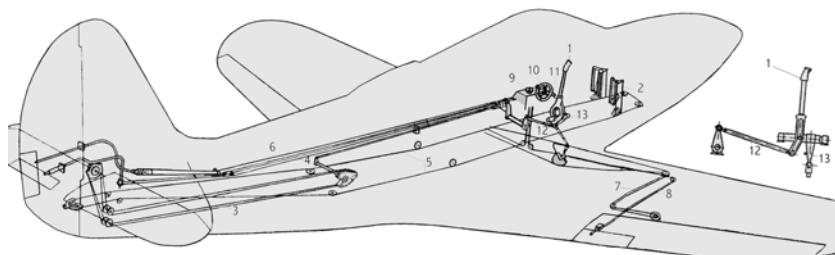
Нормальное отклонение руля поворота: вправо 30° влево - 30° .

Нормальное отклонение триммеров рулей по 15° в каждую сторону.

Триммеры управляются тремя штурвальчиками. Выпуск и уборка посадочных щитков производится электромеханизмом, размещенным в центроплане у правой стенки фюзеляжа, под зализом. Отклонение регулируется тандерами пяти тяг, прикрепленных к трубе и лонжерону щитка. Включение электромотора на выпуск или уборку щитков производится переключателем. Переключатель установлен на левом борту кабины и имеет три фиксированных положения:

- а) среднее Off (выключено);
- б) верхнее Up (уборка щитков);
- в) нижнее- Down (выпуск щитков).

Положение щитков контролируется механическим индикатором, установленным рядом с индикаторами шасси в кабине. Индикатор имеет надпись FLAPS.



Общая схема управления самолетом.

1. Ручка управления самолетом. 2. Педали ножного управления самолетом. 3. Трос руля высоты.
4. Трос триммера руля высоты. 5. Трос руля направления. 6. Тросы триммера руля направления.
7. Тросы управления элеронами. 8. Тросы управления триммером элерона. 9. Штурвал
управления триммером руля направления. 10. Штурвал управления триммером руля высоты. 11.
Штурвал управления триммером элерона. 12. Тяга, идущая от ручки управления самолетом к
кронштейну переходной трубы управления рулем высоты. 13. Качалка управления элеронами.

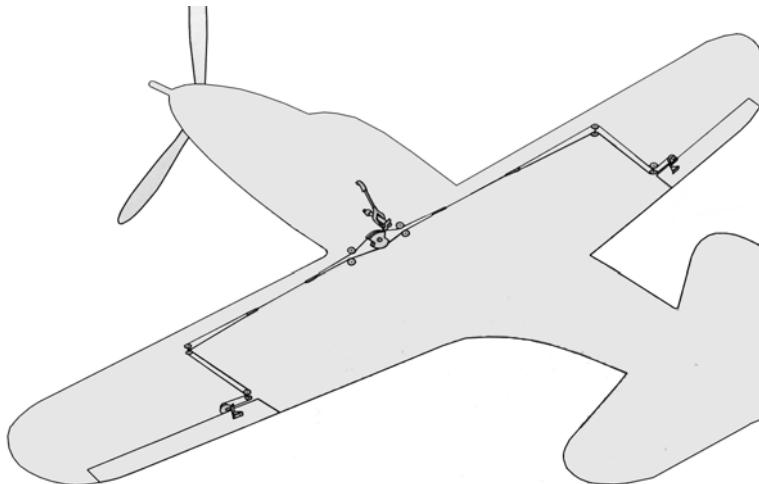


Схема управления элеронами.

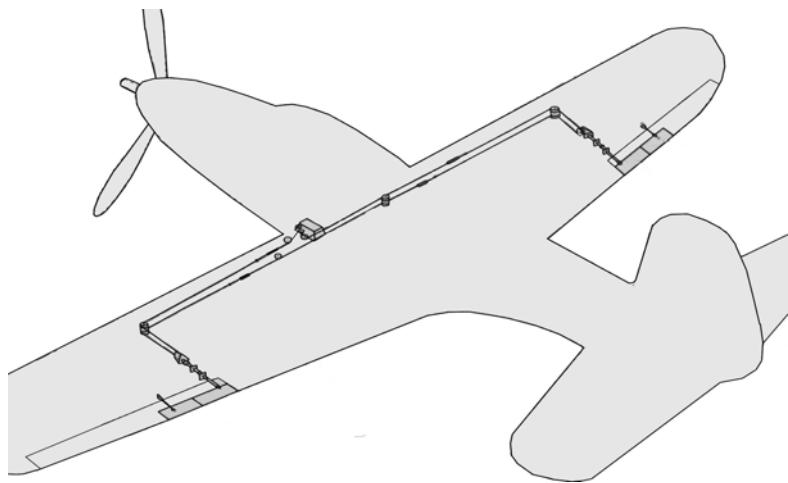


Схема управления триммерами элеронов.

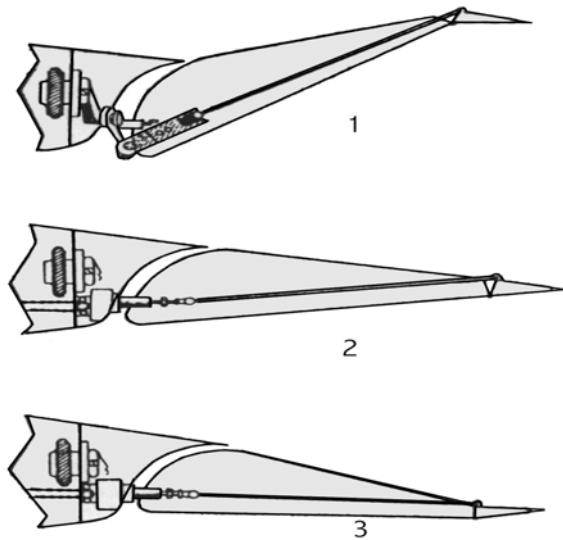


Схема работы триммера-флэттера элерона

1. Положение триммера при поднятом элероне на 25°. 2. Нейтральное положение элерона и триммера. 3. Положение триммера при опущенном элероне на 10°.

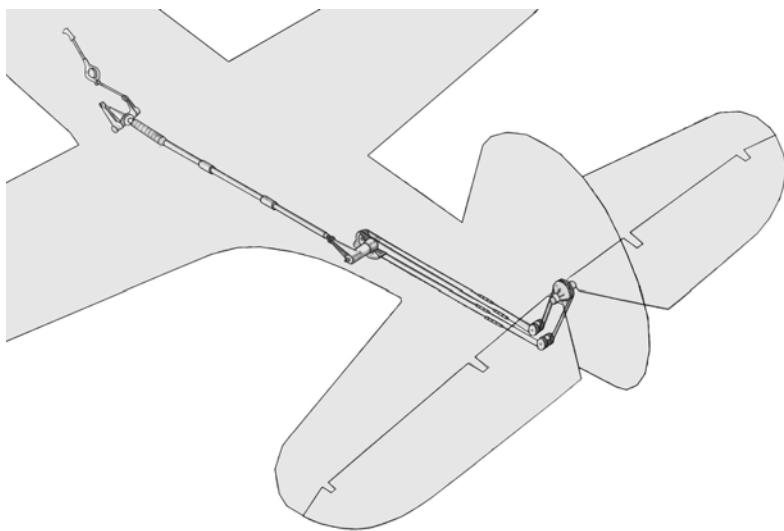


Схема управления рулем высоты.

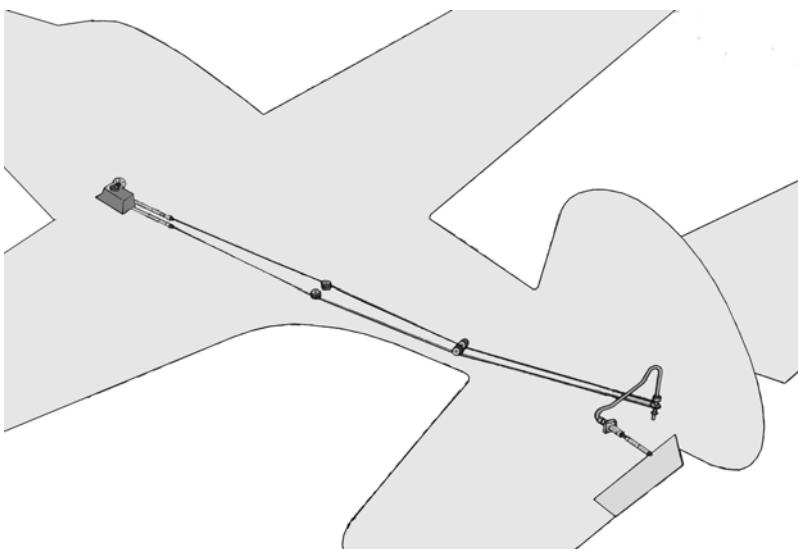


Схема управления триммером руля высоты

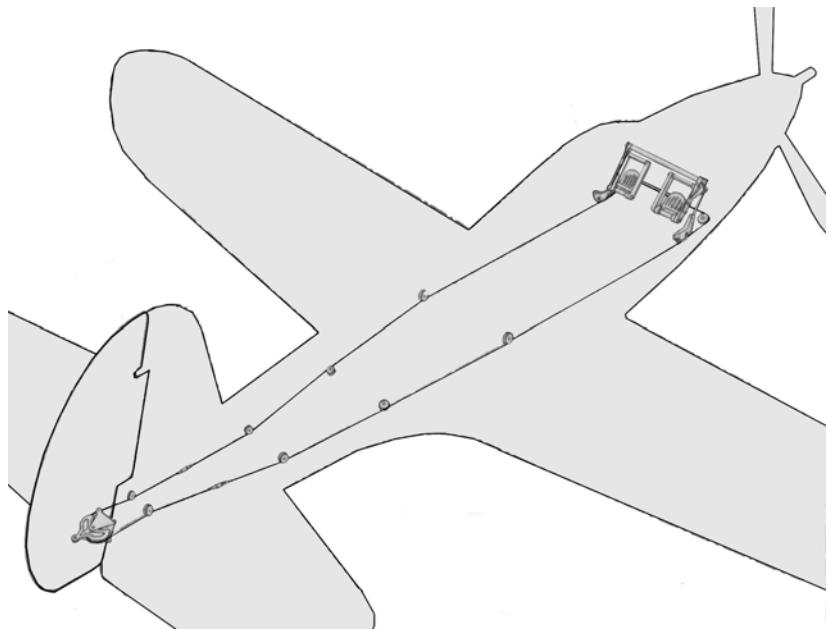


Схема управления рулём направления.

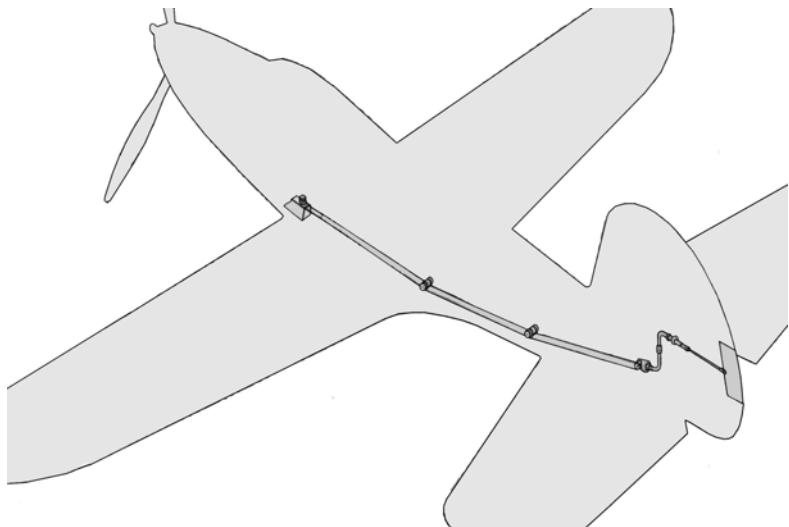
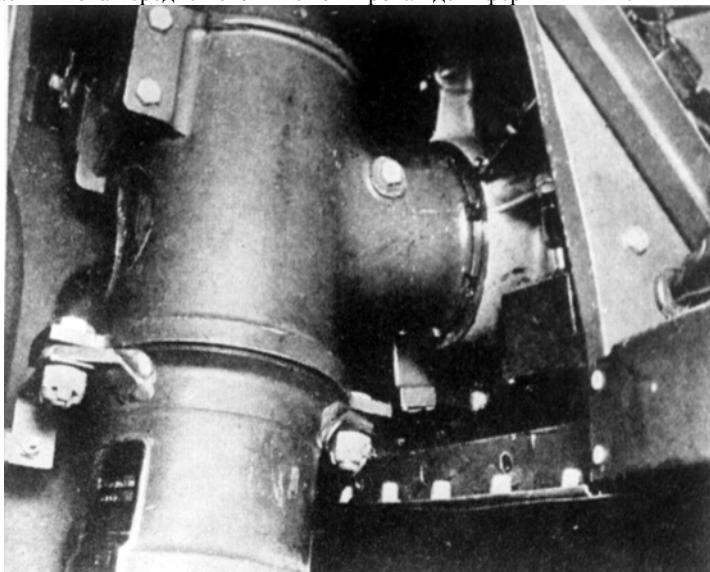


Схема управления триммером руля направления.

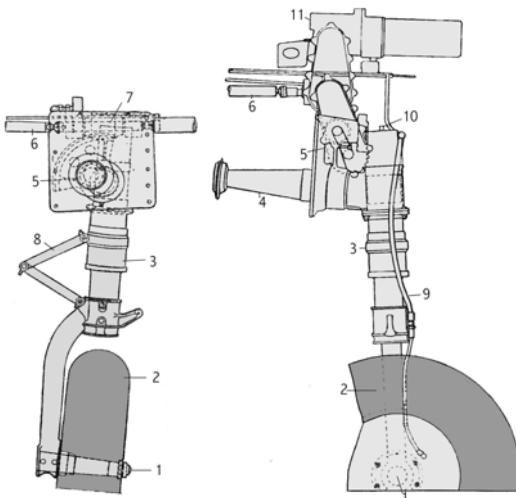
ШАССИ

На самолете установлено трехколесное убирающееся шасси с масляно-воздушной амортизацией. Шасси состоит из двух основных стоек консольного типа и передней стойки вильчатого типа. Две основные стойки смонтированы в консолях крыла, передняя стойка в носовой части фюзеляжа. Основные стойки убираются по размаху крыла к оси самолета, передняя стойка - назад в фюзеляж. Все три стойки убираются и выпускаются синхронно от реверсивного электромотора, расположенного в правой стороне фюзеляжа за кабиной летчика или от ручной лебедки, установленной в кабине летчика. Замков шасси не имеет. Фиксируются стойки в убранным и выпущенном положении самотормозящими червячными механизмами главных стоек и винтом уборки передней стойки. Шасси имеет визуальные и механические указатели положения. Колеса снабжены гидравлическими тормозами. Стойка главного колеса шасси закреплена четырьмя болтами в обойме шпинделя. Во избежание разворачивания колеса нижняя часть цилиндра стойки связана со штоком при помощи траверсы. Такая же траверса установлена на передней стойке. Болты крепления траверсы являются слабым местом конструкции. Имелись случаи среза этих болтов при рулежке, пробеге и разбеге самолета. Поэтому необходимо после 10-12 посадок самолета вынимать и просматривать эти болты (особенно нижние).

Составной частью передней стойки является пара самоцентрирующихся кулачков. Один из них закреплен на поршне и перемещается вместе с ним. Второй закреплен в нижней части внутренней поверхности цилиндра. Когда самолет отрывается от земли, шток будет выходить из цилиндра до тех пор, пока кулачки не упрются друг в друга. Совмещение профилей кулачков обеспечивает установку переднего колеса строго по оси самолета и тем самым создает возможность его нормальной уборки. В нижней части штока передней стойки смонтирован демпфер «шимми».



Узел подвески основной стойки шасси.

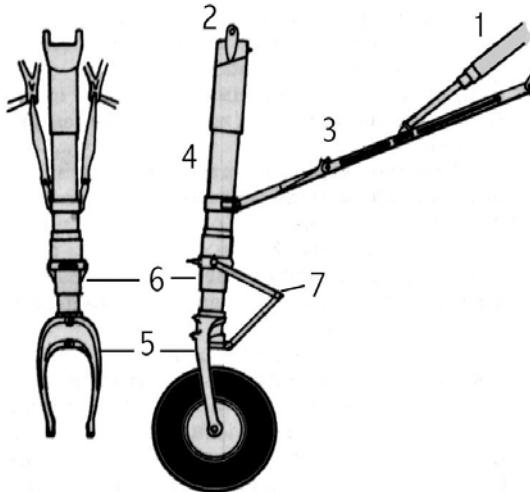


основная стойка шасси

1. Ось колеса. 2. Пневматик колеса. 3. Амортизационная стойка шасси. 4. Шпиндель крепления и управления шасси. 5. Зубчатый сектор управления шасси. 6. Труба управления шасси. 7. Чертвячная передача к зубчатому сектору. 8. Траверса шасси. 9. Трубка тормозного управления. 10. Зарядный клапан. 11. Редуктор.

При испытаниях первых самолетов с трехколесным шасси обнаружилось, что при рулежке, разбеге и пробеге самолета переднее колесо шасси начинало резко вилять в разные стороны. Это вызывало сильную тряску всей кабины и приборов и могло привести к аварии. Такие резкие броски переднего колеса получили у американцев название «шимми» (виляние) и заставили внести в конструкцию передней стойки шасси специальное устройство для демпфирования «шимми». На самолете «Аэрокобра» демпфер «шимми» помещен в нижней части штока передней амортизационной стойки. Работа демпфера «шимми» никак не связана с работой передней амортизационной стойки шасси и состояние демпфера не влияет на амортизацию передней стойки. Демпфер «шимми» только амортизирует боковые колебания стойки переднего колеса, но не возвращает колесо в нейтральное положение после прекращения толчка. Как известно, переднее колесо шасси является самоориентирующимся во время движения самолета по земле. После отрыва самолета от земли установка переднего колеса вдоль оси самолета достигается уже при помощи самоцентрирующихся кулачков, входящих в конструкцию передней амортизационной стойки.

Диск главного колеса отлит из магниевого сплава и заключает в себе набор тормозных дисков. Пневматик колеса высокого давления имеет гладкий контур. Диаметр покрышки 304,8 мм (12 дюймов), ширина 1524 мм (16 дюймов). Полуось главных колес представляет собой пустотелую стальную (хромо - молибденовую) поковку, закрепленную в нижней части полувишки двумя болтами. Сама полувишка крепится к нижней части штока амортизационной стойки также двумя болтами. Колесо удерживается на полуоси корончатой гайкой. Вилка переднего колеса отлита



Передняя стойка шасси

1. Винтовой подъемник. 2. Узел подвески стойки к шпангоуту носовой части самолета. 3. Звенья ломающегося подкоса. 4. Амортизационная стойка. 5. Вилка колеса. 6. Шток. 7. Траверса.

из алюминиевого сплава и прикреплена в нижней части штока передней амортизационной стойки к демпферу «шими» двумя болтами. Вилка слегка выгнута назад, что обеспечивает устойчивость колеса при рулежке. Вилка переднего колеса является слабым местом конструкции. Отмечены случаи, когда вилка гнулась при разбеге и пробеге самолета. На некоторых самолетах имеются стальные профили, привернутые к передней и задней сторонам вилки для усиления. Такие вилки (с усилениями) достаточно надежны.

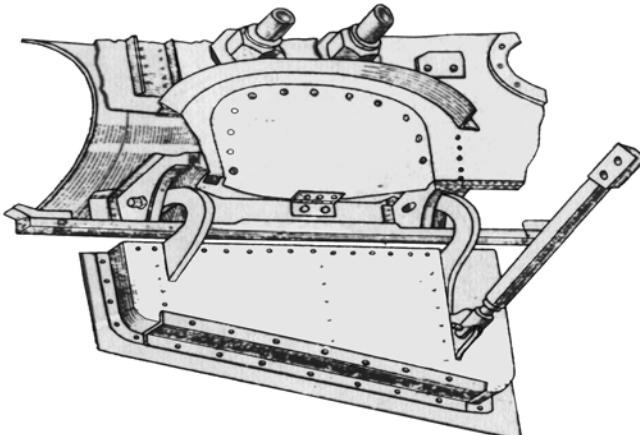
Сквозное отверстие в оси переднего колеса может использоваться для разворачивания колеса. Диск переднего колеса, так же как и диски главных колес отлиты из магниевого сплава и имеют токопроводящие пневматики. Пневматик переднего колеса состоит из двух отделений. Если произойдет прокол наружной покрышки и камеры, то внутренняя камера может продолжать нормально работать.

ЗАРЯДКА СИСТЕМ ШАССИ

Для зарядки амортизационных стоек не нужно поднимать самолет на козелки. В качестве рабочей жидкости применяется импортное американское масло, или спиртоглицериновая смесь: спирт 45%, глицерин 40%, вода 15%. Для зарядки главных стоек жидкостью, нужно вывернуть зарядный клапан из верхнего торца стойки. Подход к клапану – через лючок полукруглой формы на верхней обшивке консоли. Жидкость заливается доверху. После этого нужно туго завернуть клапан и через ниппель подавать воздух. При этом шлифованная часть штока будет выходить из цилиндра. Воздух следует подавать до тех пор, пока длина шлифованной части штока не станет равной 75-90 мм при полном полетном весе самолета. Одновременно с подачей воздуха нужно покачивать самолет, чтобы не было заеданий штока.

ЩИТКИ ОБТЕКАТЕЛИ ШАССИ

Щитки каждой стойки, предназначенные для закрытия вырезов в консолях крыла, при убранном положении шасси, состоят из трех частей: двух, укрепленных непосредственно на стойке шасси, и одной на центроплане. В верхней части цилиндров каждой главной стойки укреплены при помощи двух стяжных хомутов неподвижные щитки. Нижние щитки при посадке шасси перемещаются вместе с поршнями амортизаторов. Третья часть щитков (створка) главных стоек шасси подвешена на двух кронштейнах к центроплану. При выпущенном положении шасси, створки опущены (вертикально вниз) под действием спиральной пружины, прикрепленной к складывающемуся подкосу створки. При подъеме шасси колеса главных стоек складывают подкосы створок и прикрывают их за собой. Для жесткости щитки усилены штампованными дюралюминиевыми накладками. Передняя стойка шасси при убранном положении заходит в вырез фюзеляжа и закрывается щитком, укрепленным на верхней части стойки двумя хомутами и



Крепление створки (щитка) основной стойки шасси.

створками люка, находящимися по сторонам выреза в фюзеляже. Каждая створка люка подвешена к обшивке фюзеляжа на трех кронштейнах. Открываются и закрываются люки механически при уборке стойки. Для этого на складывающемся подкосе стойки укреплены секторы с вырезами, в которые заходят приводные кронштейны, укрепленные на щитках.

УПРАВЛЕНИЕ ШАССИ

Управление шасси в кабине состоит из переключателя рукоятки аварийной ручной лебедки и ручки переключения муфты. Переключатель шасси расположен с левой стороны кабины между дверью и приборной доской. Тумблер имеет три положения:

- первое-шасси убрано “Up”;
- второе - шасси выпущено “Down”;

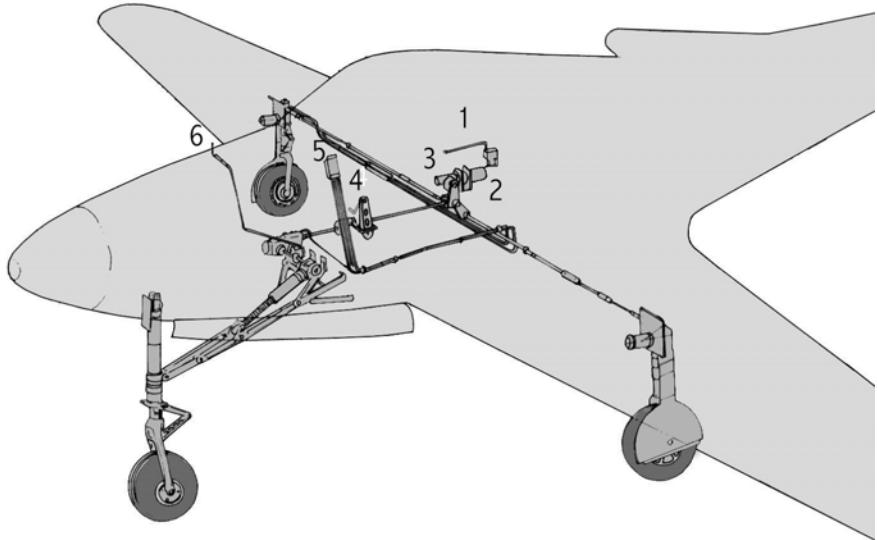
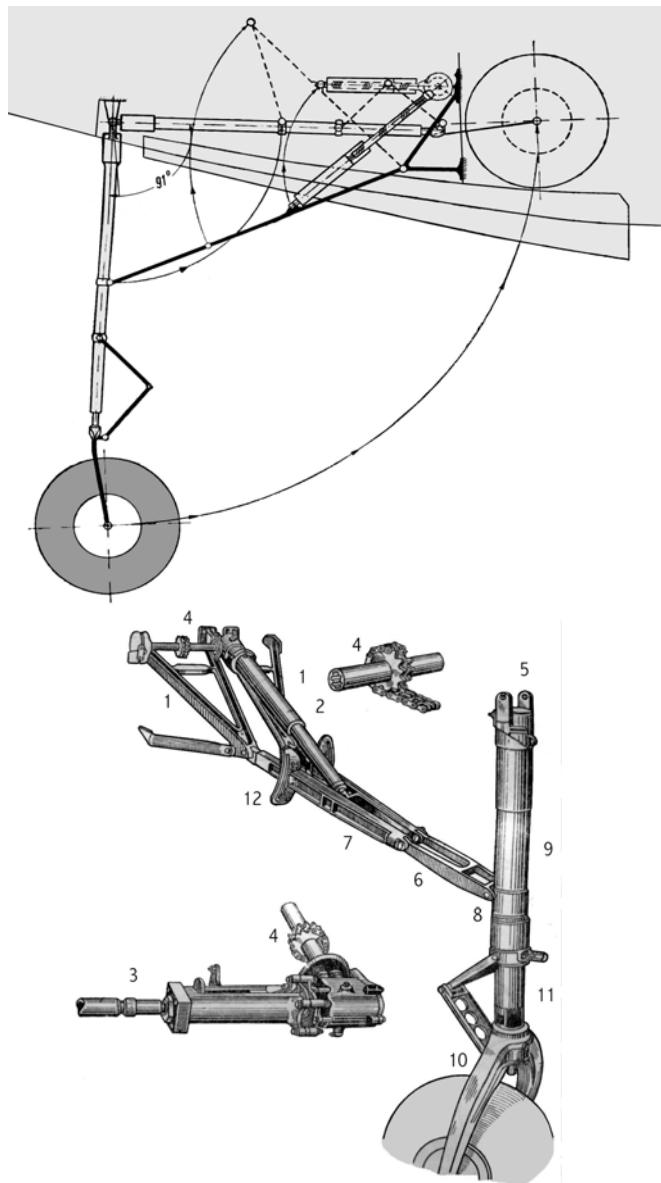


Схема уборки шасси

1. Избирательная рукоятка управления шасси. 2. Электромотор. 3. Редуктор. 4. Ручная аварийная лебедка. 5. Пульт управления. 6. Механический указатель положения стоек шасси.

третье - нейтральное положение “Off»- электромотор шасси выключен. Если электросистема повреждена, шасси выпускается вручную. Для работы вручную электропереключатель нужно поставить в нейтральное положение “Off”. Рукоятку муфты, расположенную на полу кабины справа от летчика, повернуть назад (Manual) и начать действовать ручкой. Ручку можно вращать, делая полные окружности или качая ее назад и вперед, причем нужно на ручке подъема шасси переставлять храповик в зависимости от подъема или выпуска шасси. Если храповик отклонить назад и рукоятку вращать от себя, шасси будет выпускаться. Для аварийного выпуска шасси необходимо сделать 40 оборотов рукояткой. Усилие на рукоятку доходит максимально до 34кг.

Верхняя часть передней стойки 5 крепится шарнирно к узлу, расположенному на усиленном шпангоуте носовой части фюзеляжа. Ломающийся подкос состоит из



Кинематика механизма уборки передней стойки шасси.

звеньев 6, 7 в виде плоских рам из алюминиевого сплава. Верхнее звено 7 шарнирно прикреплено болтами к кронштейну 1, а нижнее звено – к ушкам 8, приваренным к цилиндру 9 амортизатора. Усилия от переднего удара о колесо воспринимает ломающийся подкос, а боковые усилия воспринимают узел 5 подвески амортизационной стойки и звенья 6, 7 ломающегося подкоса. Стойка оборудована

жидкостно-воздушным амортизатором с основным торможением на обратном ходе. Вилка 10 колеса крепится к штоку 11 стойки амортизатора. Вилка несколько загнута назад, что связано с необходимостью увеличить плечо устойчивости переднего колеса при движении по мягкому грунту.

Во внутренней полости штока, в его нижней части, помещен крыльчатый демпфер, который не отключается при буксировке самолета, что весьма неудобно, хотя угол ориентировки колеса и достаточно велик, все же маневренность самолета на рулежке несколько снижается демпфером. Расположение демпфера в полости штока амортизатора усложняет монтаж, демонтаж и наблюдение за работой демпфера. Кроме того, при повреждении или износе какой-либо детали демпфера, связанной со штоком амортизатора, необходимо заменить шток с вилкой или даже всю амортизационную стойку. Уборка и выпуск передней стойки производится следующим образом. Винтовой подъемник 2 приводится в движение от электромотора трубами 3, работающими на кручение. В местах изменения направления проводки установлены конические шестерни. На валу, приводящем в движение подъемник, установлены зубчатки 4 с цепью, являющиеся муфтой, соединяющей обе части вала. Замком стойки в выпущенном и убранном положениях служит самотормозящий винт подъемника.

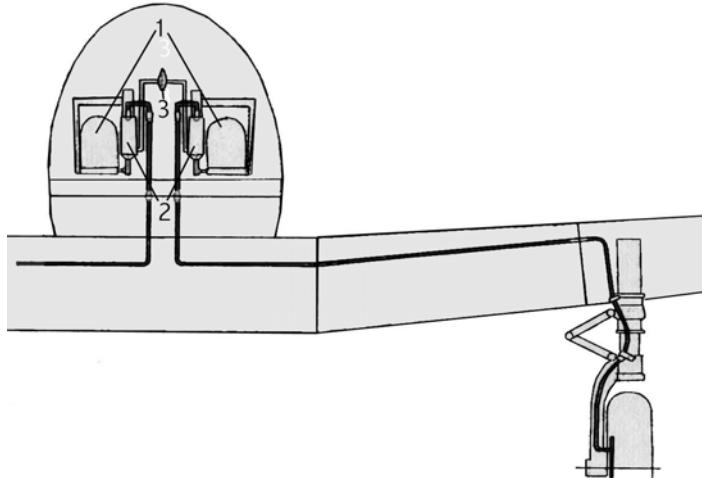
Аварийный выпуск производят той же проводкой, но от руки при помощи рукоятки. В убранном положении передняя стойка шасси закрывается створками, механизм которых кинематически связан с верхним звеном подкоса. Одно из звеньев механизма створок в виде кривой пластинки 12 с прорезью укреплен на ломающемся подкосе.

СИГНАЛИЗАЦИЯ ШАССИ

Шасси имеют пять указателей положения: два визуальных для передней и основных стоек и три механических «солдатика». Визуальные указатели расположены в левой стороне кабины под тумблером управления электромотором шасси. Механический указатель передней стойки расположен на правой стороне фюзеляжа перед кабиной. Кроме того, на самолете с левой стороны заднего броневого стекла кабины установлена сигнальная сирена, которая включается при закрытом дросселе и при неполном выпуске шасси. Одновременно включается красная сигнальная лампочка в кабине. Механические указатели выкрашены в ярко желтый цвет и имеют светящиеся (фосфорные) вставки, благодаря чему они отчетливо видны днем и ночью при полностью выпущенном шасси. Если шасси остановилось в промежуточном положении и амперметр на приборной доске показывает большую силу тока, нужно выключить тумблером электромотор, перевести избирательную рукоятку на ручное управление и довести шасси ручной лебедкой. Если шасси убрано или выпущено не полностью и убран сектор газа, то начинает работать аварийная сигнализация - сирена и красная лампочка на приборной доске.

ТОРМОЗНАЯ СИСТЕМА

Самолет оборудован гидравлической системой тормозов, позволяющей тормозить правое или левое колесо независимо одно от другого. Носовое колесо не тормозится. При нажатии носком ноги на тормозную педаль специальный рычаг, связанный с педалью, оттягивает вниз нижнюю половину тормозного цилиндра. Таких цилиндров в кабине два (у правой и у левой педали), и каждый из них обслуживает соответствующее колесо. В цилиндры залита рабочая жидкость. При оттягивании нижней половины цилиндра жидкость по трубке поступает к колесу, где кольцевая резиновая камера сжимает тормозные диски, в результате чего



Тормозная система

1. Тормозные педали. 2. Тормозные цилиндры. 3. Ручка запирания тормозов. 4. Тормозные диски.

происходит торможение. Трубки, идущие от цилиндров к колесу, изготовлены из алюминиевого сплава и имеют наружный диаметр 8 мм. Возле стоек шасси трубы переходят в гибкие дюритовые шланги. Когда требуется застопорить тормоза на стоянке, нужно нажать на тормозные педали и потянуть за ручку запирания тормозов в кабине. После этого ноги с тормозных педалей можно снять. Для того чтобы отстопорить тормоза, достаточно нажать на тормозные педали.

ЗАРЯДКА ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЫ

Для зарядки тормозов применяется импортное американское масло. Масло должно быть чистым, в противном случае его нужно профильтровать. Применяется также отечественная смесь: летом глицерина 70%, этилового спирта 30%; зимой глицерина 40%, этилового спирта 45%, воды 15%.

ВИНТОМОТОРНАЯ ГРУППА

Винтомоторная группа самолета «Аэрокобра» отличается от винтомоторных групп самолетов обычного типа расположением мотора и редуктора. Мотор расположен в средней части фюзеляжа за сиденьем летчика. Вращение винта от мотора осуществлено посредством длинного внешнего вала и редуктора, расположенного в передней части фюзеляжа. Внешний вал, соединяющий мотор с редуктором, состоит из двух частей соединенных между собой фланцевым переходником, который поддерживается шарикоподшипником. Длина внешнего вала 2628 мм и диаметр 63,5×55 мм. Две балки силового каркаса передней части фюзеляжа служат подмоторной рамой для крепления мотора. К ним же крепится редуктор и средняя опора внешнего вала. Мотор крепится восемью болтами диаметром 11,15 мм. Под лапы мотора подложены эластичные прокладки толщиной 4,5 мм.

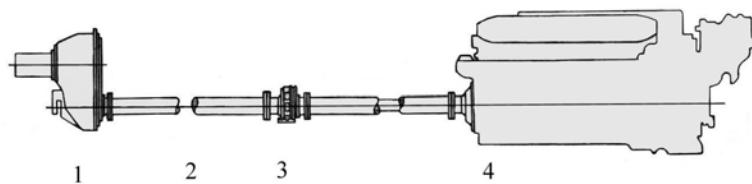
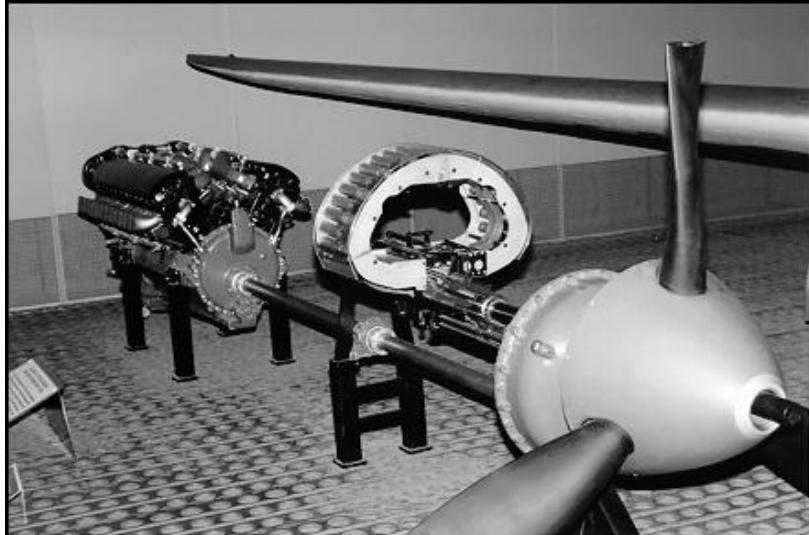


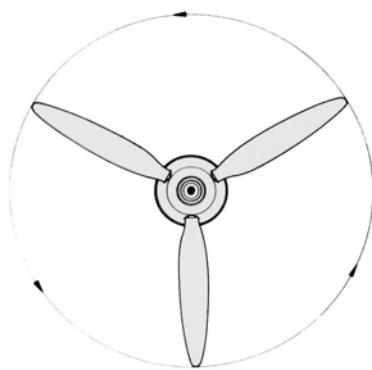
Схема мотора с валом и редуктором.
1. Редуктор. 2. Удлиненный вал. 3. Промежуточная опора. 4. Мотор.

ВИНТ

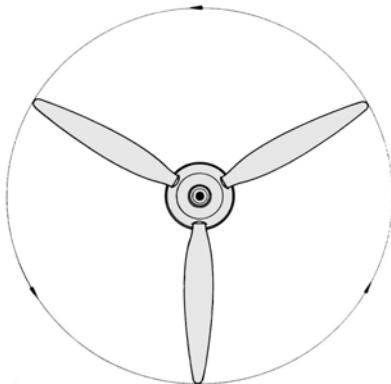
На самолете установлен трехлопастной винт типа «Кертисс» с полыми стальными лопастями изменяемого в полете шага с электрическим управлением поворота лопастей. Винт имеет электрический регулятор постоянных оборотов. Управляется винт через переключатель, расположенный в кабине летчика. Переключатель может быть установлен на автоматическое или ручное управление.

Данные винта

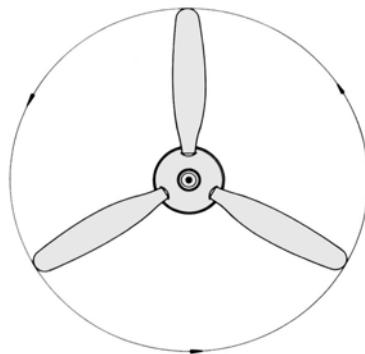
| | |
|--|----------|
| Диаметр винта – 10 футов 45 дюйма..... | 3162м |
| Ширина лопасти..... | 250мм |
| Максимальный угол..... | 51°5 |
| Диапазон углов..... | ±30° |
| Вес винта 364 фунта..... | 165,7 кг |
| Вес одной лопасти 53 фунта..... | 24 кг |
| Редукция мотора..... | 05 |



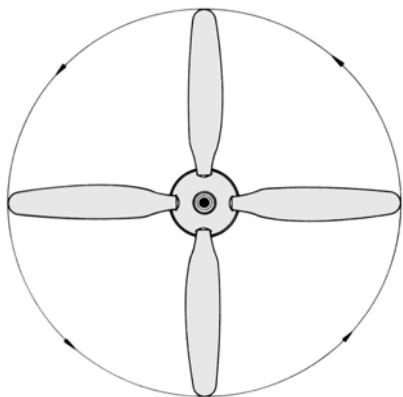
Винт “Кертисс”(диаметр 3,162 м).



Винт “Кертисс”(диаметр 3,48 м).



Винт “Аэропродакт”(диаметр 3,15м).

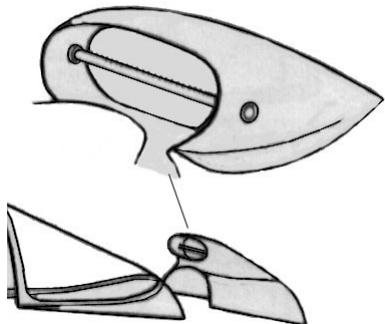


Винт “Аэропродакт”(диаметр 3,53м).

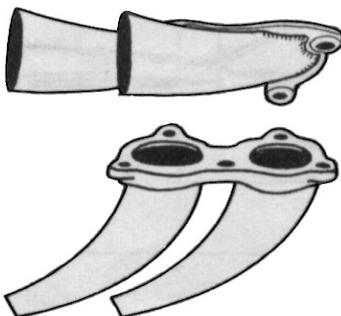
СИСТЕМА ВЫХЛОПА И ВСАСЫВАНИЯ

Всасывающий патрубок расположен вверху фюзеляжа за фонарем кабины летчика и имеет управляемую из кабины летчика заслонку. Если заслонка закрыта, воздух в карбюратор поступает из-под капотов мотора. Если заслонка открыта, воздух поступает непосредственно из атмосферы. Закрывать заслонку рекомендуется при полете в дождь, а также во время запуска мотора при низких температурах наружного воздуха. При стоянке самолета заслонку закрывать обязательно. Ручка, управления заслонкой расположена слева от сиденья пилота на противокапотажной раме.

Выхлопные патрубки представляют собой отдельные короткие патрубки, смонтированные на каждом цилиндре.



Всасывающий патрубок карбюратора.



Сдвоенный выхлопной патрубок.

КАПОТЫ

Мотор закрывается шестью крышками, изготовленными из листов алюминиевого сплава и профилей. Верхний передний капот мотора – комбинированный. Нижняя часть его изготовлена из алюминиевого листа и профилей, а верхняя - является продолжением кабины и изготовлена из прозрачного плексигласа для обеспечения летчику заднего обзора.

СИСТЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

На самолете применена 24-вольтовая система электропитания и экранированная однопроводная электрическая сеть с заземлением отрицательного (минусового) полюса на металлический корпус самолета. Источником питания служат генератор с приводом от авиамотора и кислотная аккумуляторная батарея, работающие в параллель.

СРЕДСТВА ЗАПУСКА МОТОРА

Запуск авиамотора производится электроинерционным стартером фирмы «Эклипс». Стартер присоединен к бортовой сети через электромагнитное реле и управляемся переключателем, находящимся на полу кабины возле правой ноги летчика. Переключатель имеет три положения:

- 1) нейтральное - цепь разомкнута;
- 2) заднее - электромотор стартера включен на разгон;
- 3) переднее - электромотор стартера выключен, включены пусковая катушка и соленоид сцепления стартера с коленчатым валом мотора.

Потребляемый ток 30-35 А; пусковой ток - 1000 А. Электрический запуск мотора дублируется ручным запуском. Лючок для присоединения рукоятки ручного запуска находится на правой стороне фюзеляжа у мотора, там же расположена тяга ручного сцепления выходного вала стартера с валом авиамотора.

Электрический запуск авиамотора должен, как правило, производиться от аэродромной аккумуляторной батареи.

АККУМУЛЯТОРНАЯ БАТАРЕЯ

На самолете могут быть установлены аккумуляторные батареи типа 24-А-34 или

I2-TAC-9A. Емкость первой батареи 36 а/ч, второй - 34 а/ч при пятичасовом разрядном режиме и температуре электролита 15°. Напряжение 24В. Аккумуляторная батарея устанавливается на специальной подставке в передней части фюзеляжа, слева. От аккумулятора возможен стартерный запуск авиамотора. При нормальной температуре электролита без длительных перерывов можно сделать до семи-восьми запусков.

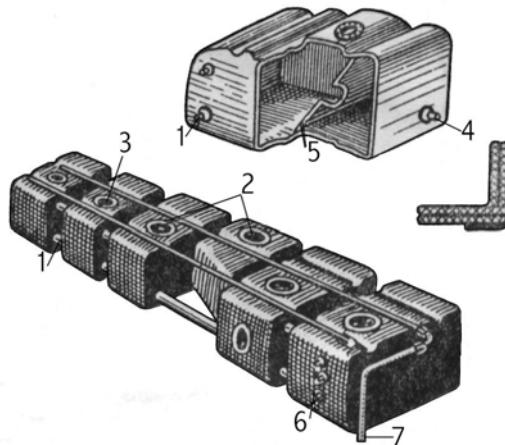
АЭРОДРОМНОЕ ПИТАНИЕ

Аэродромное питание электроэнергией осуществляется при помощи наземных аккумуляторных батарей через розетку, находящуюся на передней части фюзеляжа слева в специальном люке. Там же установлены реле аккумулятора и мотора гидропомпы системы перезарядки пушки. Розетка имеет два гнезда: гнездо малого сечения для минуса батареи и гнездо большого сечения - для плюса.

Система питания горючим

Бензобаки правый и левый (вместе с резервным) по своей конструкции одинаковы, расположены они в консолях крыла между первым и вторым лонжеронами. Бензобаки протектированные мягкие, изготовленные из специальной бензостойкой материи в три слоя и каучукового протектора между ними в два слоя. Каждый консольный бензобак состоит из шести отдельных бензобаков (отсеков), соединенных между собой четырьмя дюралюминиевыми трубками, кроме соединения между первым и вторым отсеком, где имеется пять соединительных трубок. Лючки всех шести отсеков каждого бензобака расположены вверху, выходят на поверхность крыла и крепятся на потайных винтах под отвертку «Звездочка». В пятом отсеке (считая от фюзеляжа), вместо контрольного лючка, смонтирована заливная горловина диаметром 75 мм.

Пробка заливной горловины закрывается от руки без ключа и прикреплена к бензобаку изнутри цепочкой. Специальных узлов крепления бензобаков к крылу нет, все шесть отсеков каждого бензобака плотно заключены в пространства между



Полужесткие бензобаки

1.Дюралюминиевые трубы соединений. 2. Контрольные лючки. 3. Заливная горловина. 4. Заборник горючего. 5. Перегородка, препятствующая отливу горючего во время пикирования. 6. Кранник слива отстоявшейся воды. 7. Дренаж.

лонжеронами и нервюрами крыла. Горючее из левого бака может поступать к крану по двум трубкам. Когда кран в кабине находится в положении “Left on”, израсходовать весь бензин из бака нельзя, так как верхний обрез заборной трубы подобран таким образом, что в баке остается часть горючего. Этот остаток бензина (29 галлонов, т.е. 132 л) называется резервным горючим и может быть израсходован только при установке бензокрана на резервный бак. В этом случае соединенный с краном заборник горючего расположен в нижней точке бензобака. В первом отсеке правого и левого крыла поставлена перегородка с клапаном, препятствующая отливу бензина от заборников при эволюциях самолета. Здесь же, в первых отсеках, установлены кранники для слива отстой воды. В кранниках имеется специальный химический капсюль, окрашивающий воду в бурый цвет. Таким образом, отстой нужно сливать лишь до тех пор, пока течет жидкость бурого цвета. Бензин капсюлем не окрашивается. Емкости бензобаков: правый- 50 имп.гал (227,5 л), левый-21 имп.гал (95,5 л), резервный-29 имп.гал. (132 л). Общая емкость баков - 100 имп.гал (455 л). Дренаж каждого бензобака осуществляется при помощи двух дюралюминиевых трубок. Дренажные трубы имеют обратные клапаны, пропускающие воздух, но не позволяющие бензину выливаться.

Бензокран.

От баков бензин поступает к бензокрану, расположенному под левым зализом фюзеляжа. Управление бензокраном дистанционное, осуществлено жесткой тягой и производится переключателем, смонтированным на полу кабины слева от сиденья летчика. Переключатель имеет четыре положения при вращении по часовой стрелке:

- “Right on” (правый бак);
- “Left on” (левый бак);
- “Res on” (резервный бак);
- “Off” (все баки выключены).

Бензофильтр.

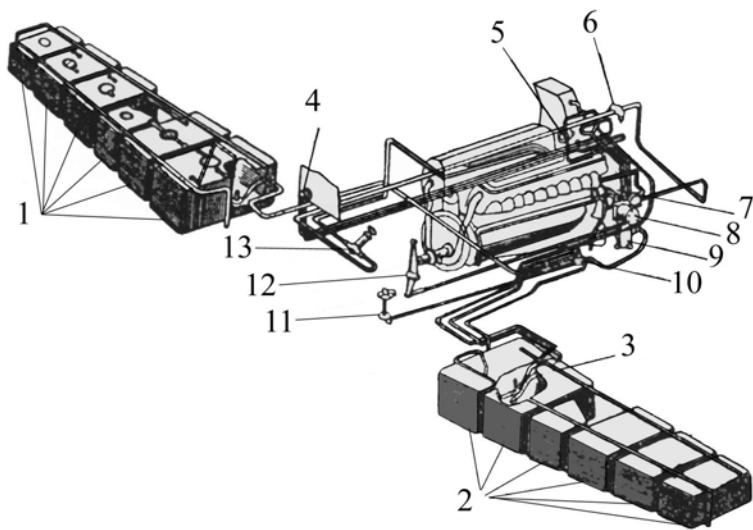
После крана горючее поступает к бензофильтру-отстойнику, расположенному в задней части левого зализа.

Ручная бензопомпа.

На верхний выходной штуцер фильтра навернута ручная бензопомпа (альвейер). Помпа управляется из кабины и имеет редукционный клапан, обеспечивающий нормальное давление бензина (15 фнт/ дм²) в случае отказа моторной помпы. После альвейера бензин поступает к моторной бензопомпе и затем к карбюратору.

Заправка и слив бензина

Для заправки применяется импортный бензин с октановым числом 100 или 95 и отечественные бензины 4Б-78 и 1Б-95. Перед заправкой самолет нужно заземлить, воткнув штырь с проводом в специальное отверстие в передней части крыла с надписью “Ground here”. Горючее заливается через горловины, находящиеся на верхней обшивке правого и левого крыла. Пробки горловины, изнутри прикрепленные к баку цепочкой, отвертываются за пол оборота рукой (без ключа). В каждую горловину заливается по 50 имперских галлонов (227,5 л). Бензобаки всегда должны быть заполнены, так как при отсутствии бензина протектор баков высыхает, что ухудшает его качество



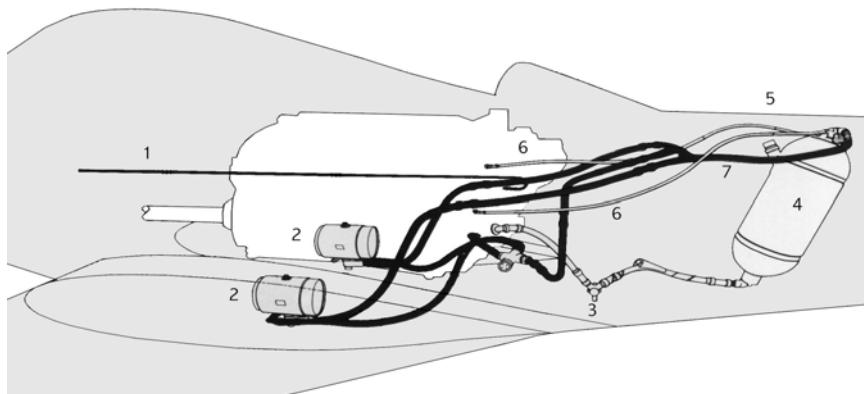
Бензосистема

1. Отсеки правого бензобака. 2. Отсеки левого и резервного бензобаков. 3. Заборники горючего из резервного и левого баков. 4. Манометр бензина. 5. Карбюратор. 6. Электромагнитный кран разжижения масла. 7. Моторная помпа. 8. Альвейер (Ручная бензопомпа). 9. Бензофильтр. 10. Корпус бензокрана. 11. Переключатель бензобаков. 12. Рукоятка альвейера. 13. Заливной шприц (для прокачки топлива при запуске двигателя).

СИСТЕМА ПИТАНИЯ МОТОРА МАСЛОМ

Внешняя маслосистема состоит из маслобака, двух сотовых радиаторов и трубопроводов. Маслобак расположен в задней части фюзеляжа за расширительным бачком. Бак - сварной, из магниевого сплава, весит 3,3 кг, полная емкость его- 10 имперских галлонов (45,5 л). Внутри бака смонтировано специальное устройство для ускоренного прогрева масла. Под мотором по обе стороны от радиатора охлаждающей жидкости смонтированы два маслорадиатора. Радиаторы сотового типа, цилиндрической формы (диаметр 152 мм, длина 228 мм) Для охлаждения радиаторов имеются два тоннеля, входные отверстия которых расположены между 1-й и 2-й нервюрами консолей возле тоннеля водорадиатора. Далее тоннель из консоли переходит в центроплан к радиаторам, после которых установлены заслонки, управляемые из кабины. Температурный режим маслосистемы, помимо терmostата, регулируется изменением выходного сечения тоннеля радиатора при помощи подвижной заслонки, управляемой из кабины пилота. Управление заслонкой радиатора смешанное, состоит из тросов и жестких тяг. Ручка управления заслонками маслорадиаторов смонтирована за сиденьем летчика справа на противокапотажной раме. Движение ручкой вниз открывает заслонки, а вверх

закрывает их. Давление масла в маслосистеме контролируется манометром обычного типа. Контроль за температурой осуществляется электротермометром.

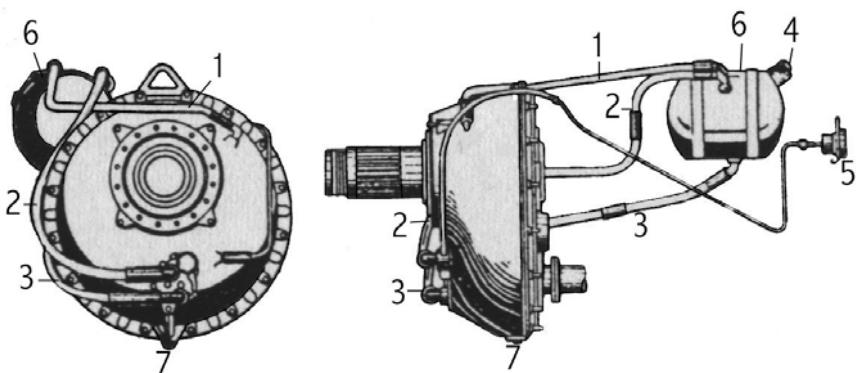


Маслосистема

1. Трубка к масляному манометру. 2. Маслорадиаторы. 3. Маслокран. 4. Маслобак. 5. Заливная горловина. 6. Дренажные трубы. 7. Трубопровод из маслобака к моторной помпе.

МАСЛОСИСТЕМА РЕДУКТОРА

Система смазки редуктора независима от системы смазки мотора и смонтирована в носовой части фюзеляжа. На трубах маслосистемы наклеена желтая полоска.

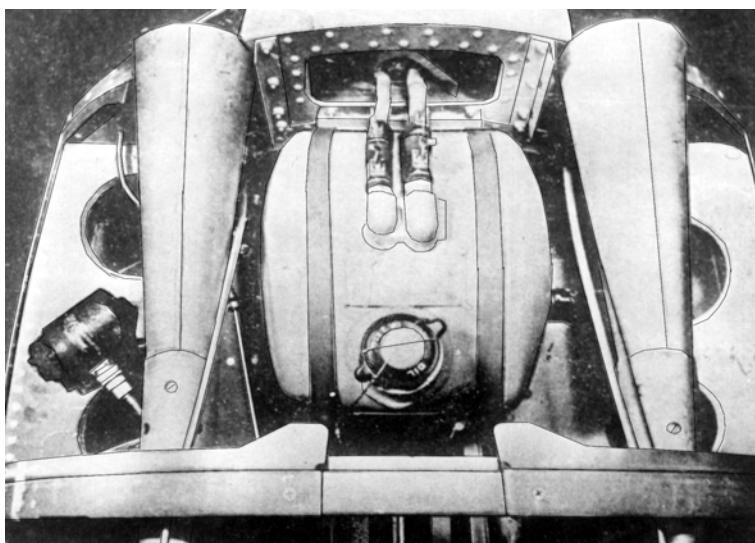


Маслосистема редуктора

1. Дренажная трубка. 2. Трубка к откачивающей помпе. 3. Трубка к нагнетающей помпе. 4. Заливная горловина. 5. Манометр масла. 6. Маслобачок. 7. Редуктор.

Уход за системой и демонтаж.

В зимних условиях при запуске мотора манометр масла в редукторе часто не показывает давление. Это обусловлено низкими температурами в носовой части фюзеляжа. Поэтому при подогреве мотора следует подогревать и редуктор через лючок перед стойкой носового колеса.



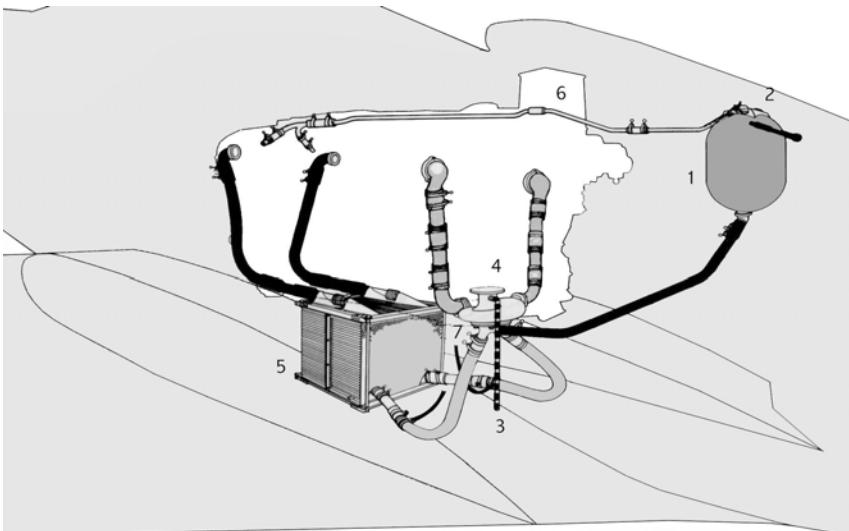
Маслобачок редуктора (вид сверху).

СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ МОТОРА

Система охлаждения на самолете закрытого типа и работает с избыточным давлением 3 фнт/дм² (0,21 ат).

Расширительный бачок

Расширительный бачок системы, емкостью 2,5 имперских галлона (11л), находится в фюзеляже, непосредственно за мотором. В нижней части бачка имеется штуцер, от которого идет труба к помпе охлаждающей жидкости. Помпа центробежного типа расположена под мотором. Из помпы по двум трубам охлаждающая жидкость поступает в блоки мотора. Радиатор охлаждающей жидкости расположен под мотором между маслорадиаторами и заключен в специальный каркас. Вес пустого радиатора 55 кг. Воздух к радиатору подводится по двум тоннелям, заборные отверстия которых расположены рядом с отверстиями для тоннелей маслорадиаторов в передней кромке центроплана, по обе стороны фюзеляжа. Перед радиатором оба тоннеля сходятся в один. На выходном отверстии тоннеля после радиатора установлена заслонка, управляемая из кабины. При вращении ручки управления заслонкой движение передается на гибкий вал, заключенный в бронированный кожух. Гибкий вал через муфту передает движение червячному валику, на котором укреплена шестерня, соединенная системой рычагов с заслонкой радиатора. Ручка управления заслонкой радиатора находится справа у сиденья летчика и на корпусе управления имеется надпись "Coolant".



Система охлаждения мотора

1.Расширительный бачок. 2. Заливная горловина. 3. Дренаж. 4. Помпа. 5. Радиатор. 6. Пароотводная трубка. 7. Трубка к термометру.

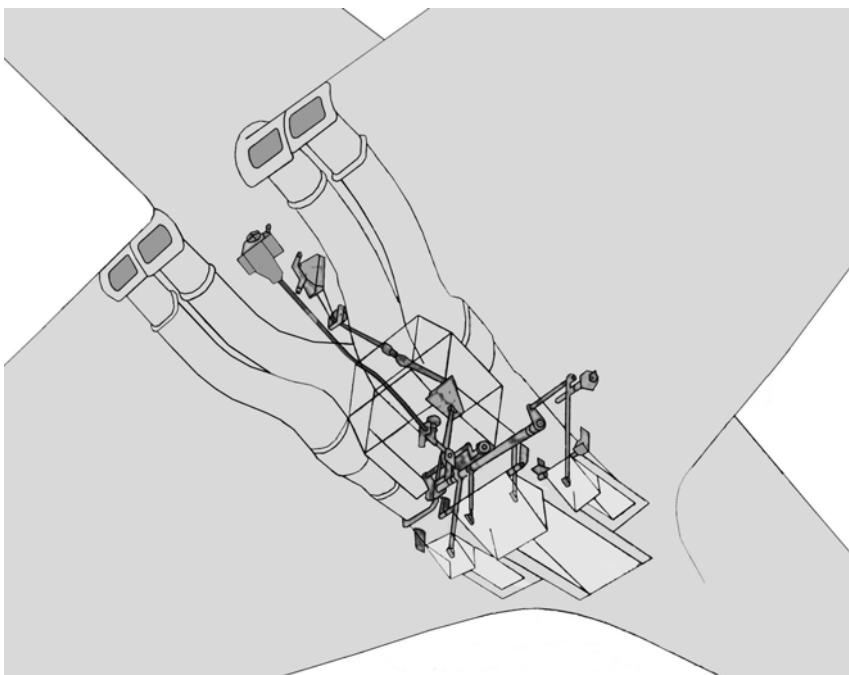


Схема управления створками радиаторов.

Движение ручки по часовой стрелке открывает заслонку радиатора, а движение против часовой стрелки закрывает ее. Из тоннеля радиатора теплый воздух отводится по гофрированным дюритовым трубкам в правое и левое крыло на обогрев крыльевых пулеметов. На трубках системы охлаждения наклеена белая ленточка с черными полосками по краям. В качестве охлаждающей жидкости применяется американский антифриз «Престон», английский гликоль или отечественный этиленгликоль. «Престон», состоит приблизительно из 97% этиленгликоля, 2% воды и небольшого количества антикоррозийных примесей. Температура кипения «Престона» у земли 185°, а с подъемом на каждую тысячу футов (300 м) она понижается примерно на 2°. Температура застывания -17°. В зимних условиях, перед заливкой охлаждающую жидкость следует подогревать. Подход к заливной горловине расширительного бачка - через лючок на правой стороне фюзеляжа с надписью “Coolant”. Полная емкость системы охлаждения 15,5 имп.гал. (70,5л).

Органы управления мотором.

Сектор управления регулятором качества смеси имеет четыре положения:

- 1) полное обогащение - Full Rich;
- 2) автоматическое обогащение - Automatic Rich;
- 3) автоматическое обеднение - Auto Lean;
- 4) выключено, доступ бензина прекращен - Idle Cut – off.

Состав смеси в диапазоне между автоматическим обогащением и автоматическим обеднением может регулироваться движением рукоятки сектора. На противокапотажной раме слева от пилота имеется ручка управления заслонкой во всасывающем патрубке карбюратора.

Управление винтом

Управление винтом состоит из главного переключателя, избирательного переключателя на доске приборов в левом углу и рукоятки управления шагом винта на секторной коробке. При работе мотора главный переключатель должен быть всегда включен, т.е. поставлен вниз на положение “On”. Винт может работать как винт-автомат и как винт фиксированного шага. Для работы винта как винта-автомата нужно поставить избирательный переключатель в положение “Auto”. Изменять шаг винта в этом случае можно передвижением сектора управления регулятором винта. Передвигая его вперед, облегчают винт, т.е. уменьшают его шаг. При неподвижном секторе регулятор винта, установленный на редукторе, будет поддерживать заданные обороты мотора. Для работы винта как винта фиксированного шага нужно поставить избирательный переключатель в положение «Manual». Шаг винта в этом случае изменяется таким образом: избирательный переключатель удерживается либо в положении вправо вниз - число оборотов уменьшается (“Decrease”), либо в положении влево вниз - число оборотов увеличивается (“Increase”). При получении необходимого числа оборотов мотора переключатель следует отпустить, в результате чего он сам отскакивает в положение «выключено», а винт вновь продолжает работать как винт фиксированного шага.

Если после этого вновь переключить винт в положение “Auto”, то восстановятся обороты, заданные сектором шага винта.

Управление краном разжижения

Управление краном разжижения расположено на левой вспомогательной приборной доске и представляет собой тумблер включения электромагнитного крана. Для

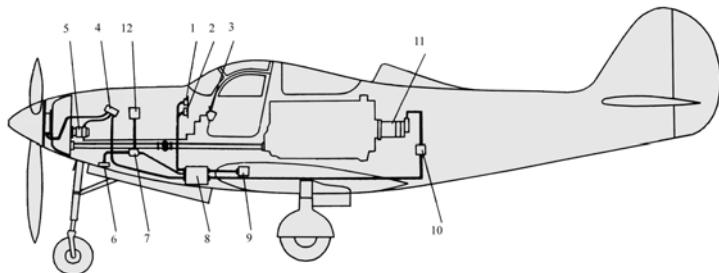


Схема расположения агрегатов управления винтом.

1- главный переключатель электросети винта. 2 – переключатель управления шагом винта. 3 – сектор управления регулятором. 4 – реле винта. 5 – регулятор винта. 6 – розетка аэродромного питания. 7 – разветвительная коробка. 8 – центральная распределительная коробка. 9 – электрофильтр. 10 – регуляторная коробка бортовой электросети. 11 – генератор. 12 – аккумуляторная батарея.

удержания крана в открытом положении нужно, чтобы тумблер был в положении “On” (вниз).

Главный переключатель электросистемы и магнето

Главный переключатель электросистемы на левой вспомогательной приборной доске расположен слева от основной приборной доски и имеет следующие положения:

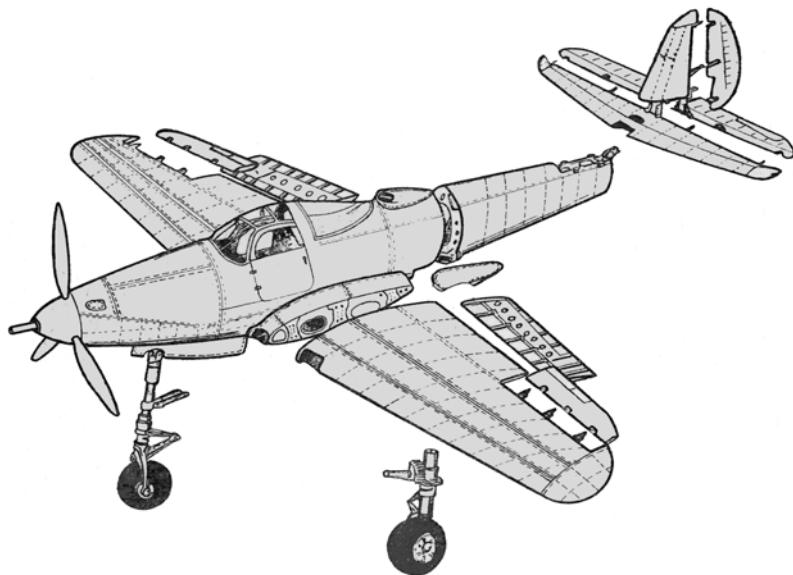
- “Off «(выключено);
- “Bat (включен аккумулятор);
- “L” (включено левое магнето);
- “R” (включено правое магнето);
- “Both on « (оба магнето включены).

Выключатель должен быть в положении “Off” в момент включения аэродромного аккумулятора во избежание короткого замыкания в случае перепутанных полюсов. При установке переключателя зажигания в положение “Off” разрываются цепи стартера и обогрева трубы Пито, которые включаются лишь при переводе переключателя в положение “Bat”.

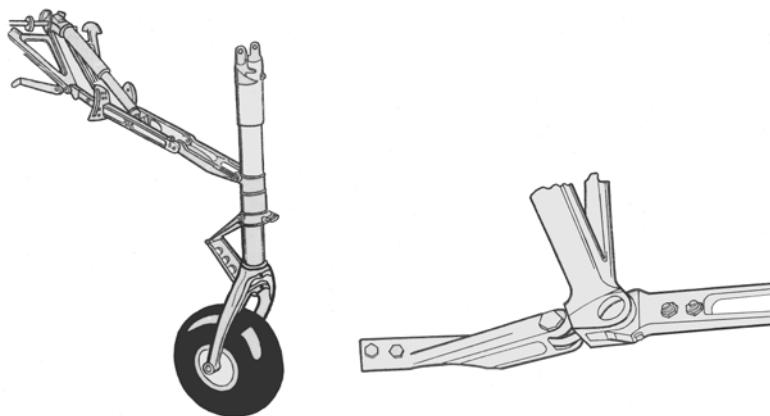
Управление электроинерционным стартером

Переключатель стартера расположен на полу возле правой ноги пилота. При нажиме каблуком на педаль включается электромотор и происходит раскрутка стартера. При нажиме носком ноги стартер сцепляется с валом мотора. При нейтральном положении выключателя электромотор стартера и сцепление выключены.

Шарнирные соединения истыковочные узлы самолета P-39

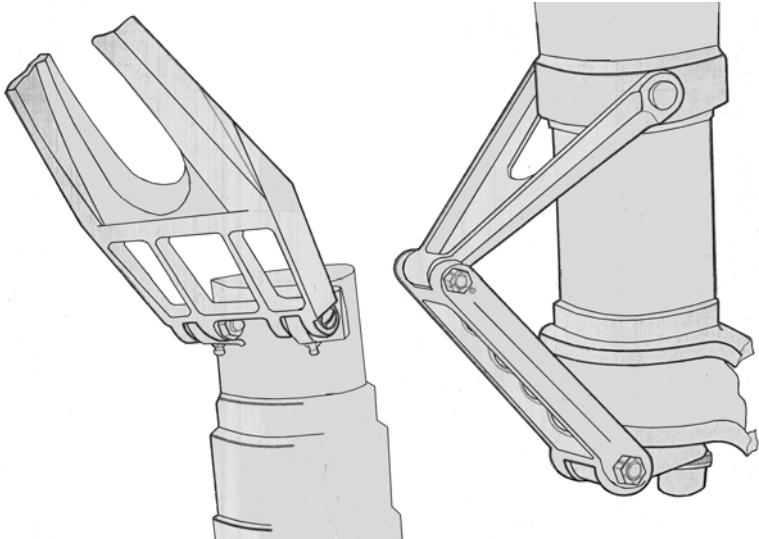


Общий вид шарнирных истыковочных узлов.

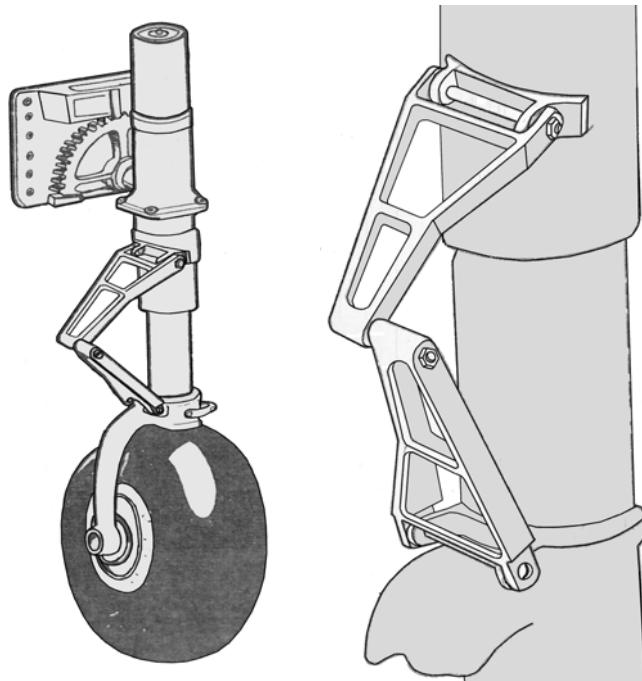


Передняя стойка шасси.

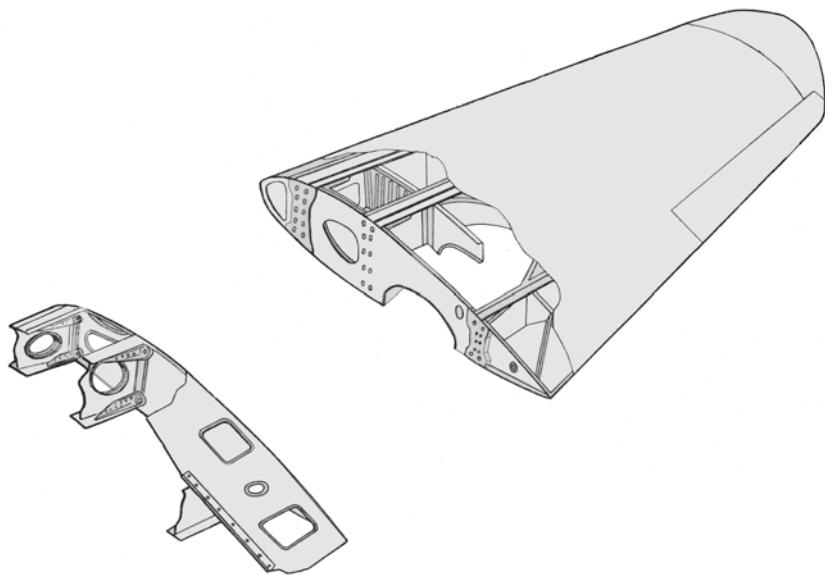
Детали передней стойки шасси



Детали передней стойки шасси.



Основная стойка шасси. Шарнирное соединение основной стойки.



Стыковочные узлы консольной части крыла.

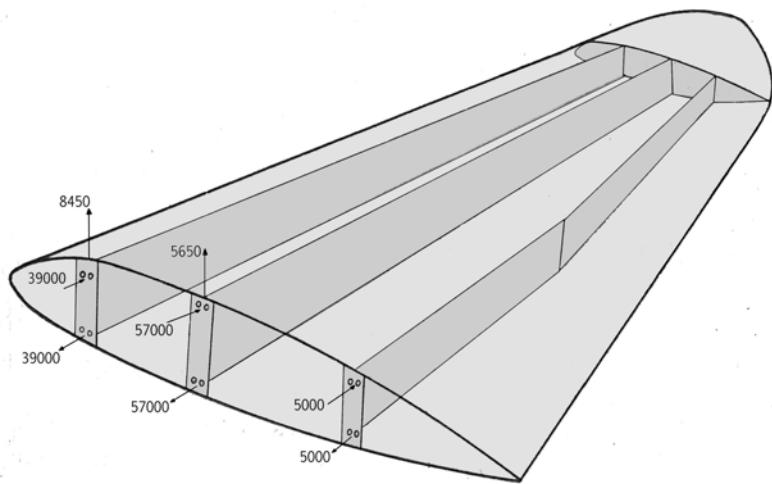
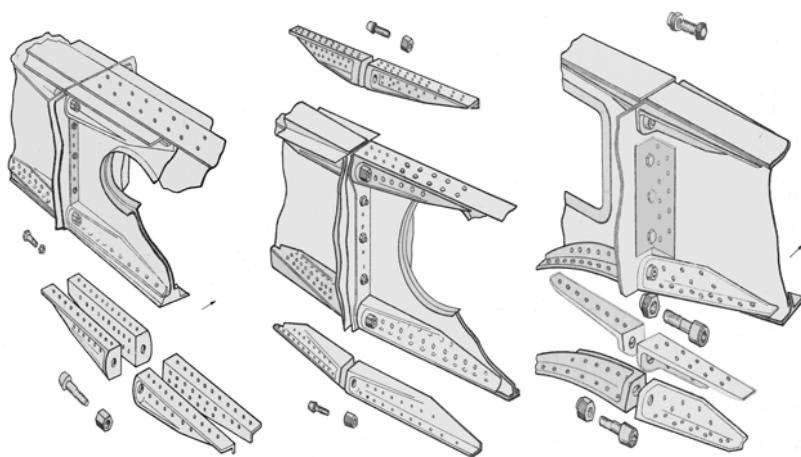
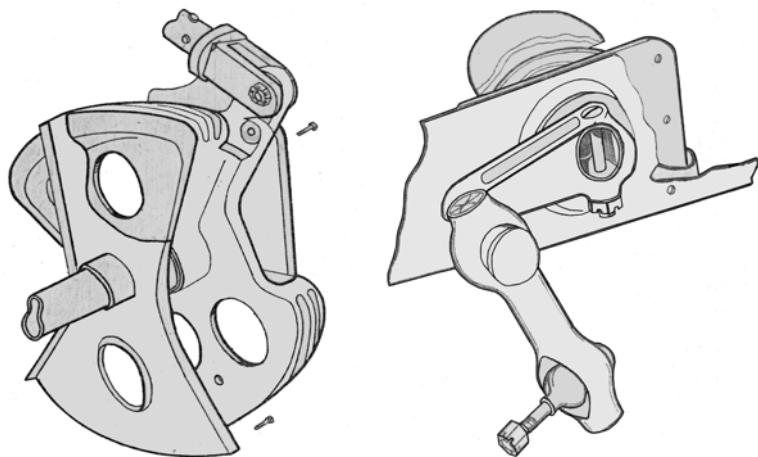


Схема расчетных нагрузок (в фунтах) на стыковочные узлы консольной части крыла.

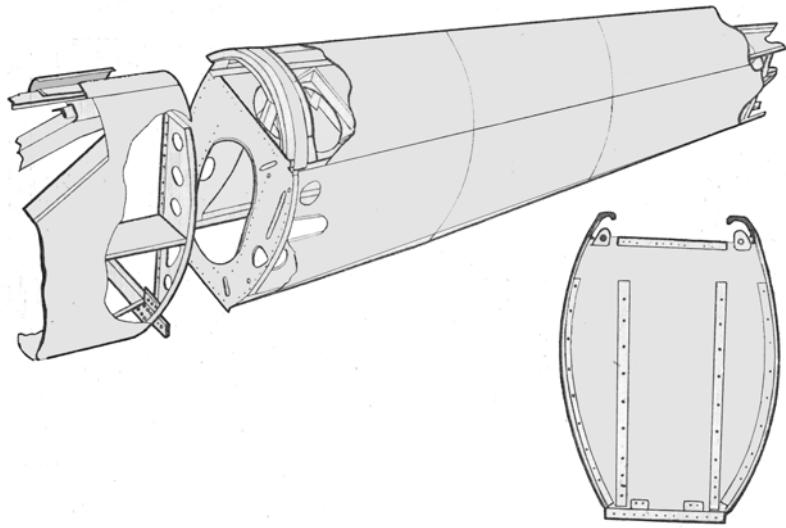


Узлыстыковки 1, 2 и 3 лонжеронов консоли с центропланом крыла.

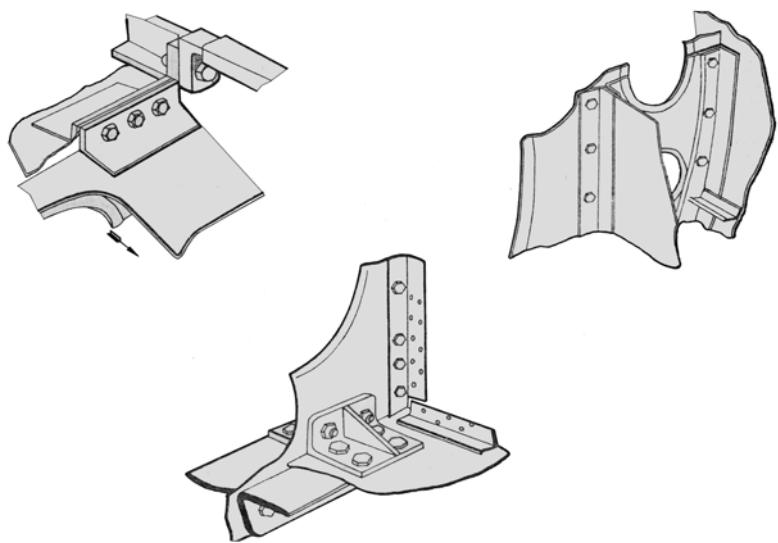


Сектор управления элеронами.

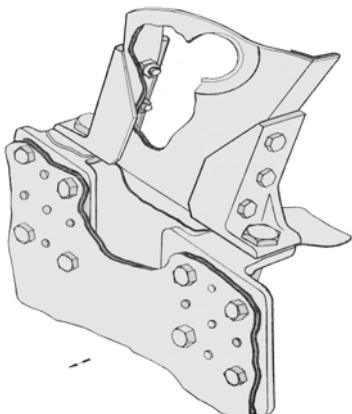
Барабан и шатун механизма управления элеронами.



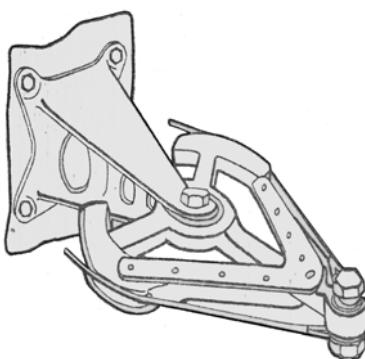
Стыковка хвостовой части фюзеляжа с передней.



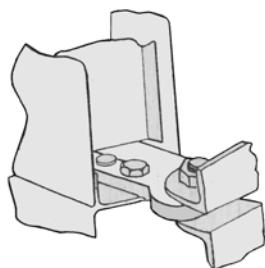
Узлы стыковки хвостовой части фюзеляжа с передней.



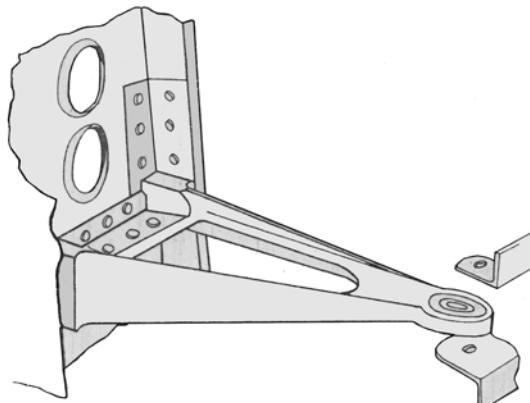
Передний узел крепления киля к фюзеляжу.



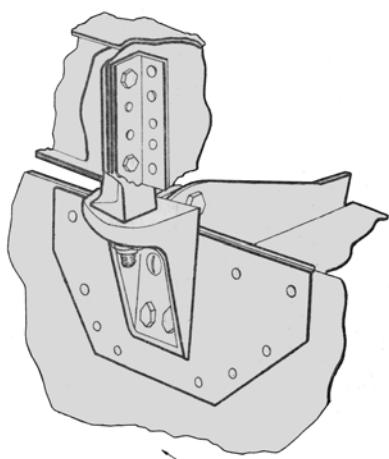
Узел подвески руля поворота к фюзеляжу.



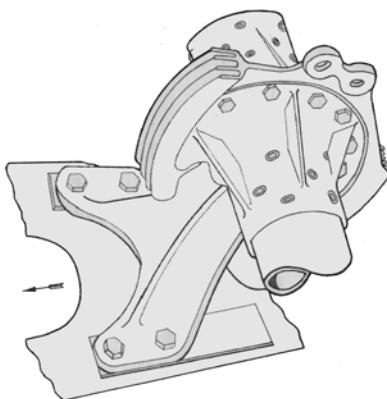
Крайний (верхний) узел подвески руля направления к килю.



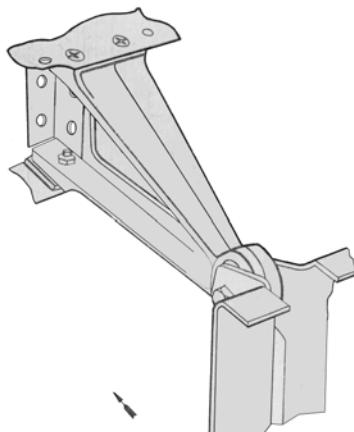
Средний узел подвески руля направления к килю.



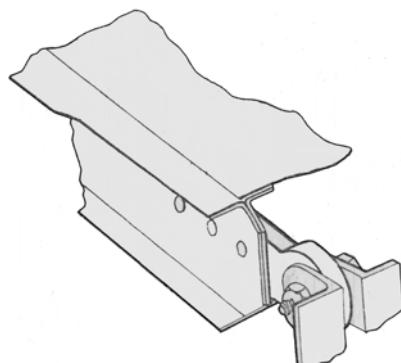
Передний узел крепления стабилизатора к фюзеляжу.



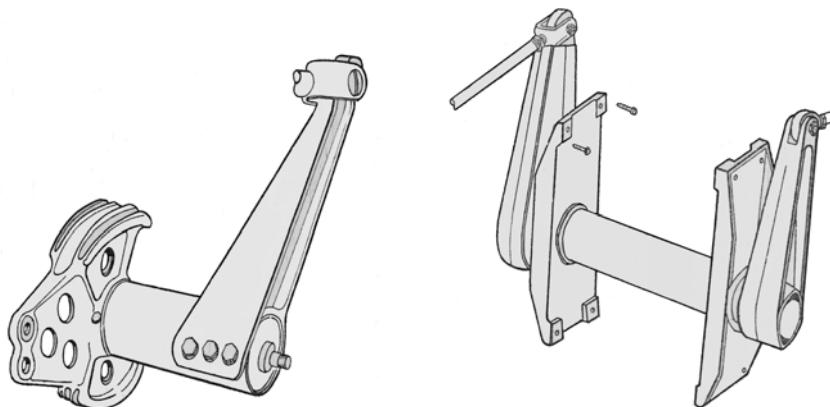
Центральный узел крепления руля высоты к фюзеляжу.



Средний узел крепления руля высоты к стабилизатору.



Крайний узел крепления руля высоты к стабилизатору.



Сектор управления рулем высоты

Качалка управления рулем высоты.

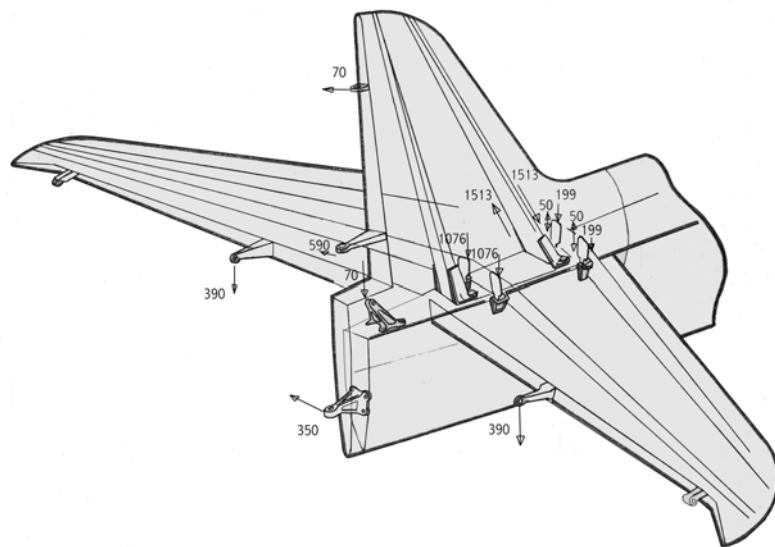
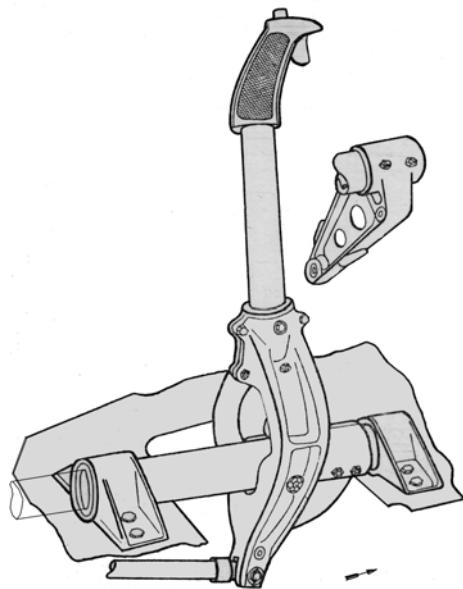


Схема расчетных нагрузок (в фунтах) на узлы хвостового оперения.



Ручка управления.

Летно-технические характеристики Р – 39 Д

| | |
|---|------------|
| Длина самолета м | |
| без пушки..... | 9,195 |
| с пушкой..... | 9,58 |
| Размах крыла м..... | 10,363 |
| Размах горизонтального оперения м..... | 3,962 |
| Миделевое сечение фюзеляжа м | |
| высота..... | 1,74 |
| ширина..... | 0,9 |
| Поперечное V крыла..... | 5°37' |
| Стреловидность крыла по передней кромке..... | 4°35' |
| Угол установки | |
| крыла..... | 2,5° |
| стабилизатора..... | 2°10' |
| База шасси м..... | 3,04 |
| Ширина колеи м..... | 3,454 |
| Площадь крыла м ² | 19,86 |
| Площадь оперения м ² | |
| горизонтального..... | 3,79 |
| вертикального..... | 1,733 |
| Максимальная мощность двигателя “Аллисон” | |
| V-1710-35 л с..... | 1150 |
| Диаметр воздушного винта м..... | 3,16 |
| Масса самолета кг | |
| пустого..... | 2642 |
| Полетная..... | 3556 |
| Максимальная скорость км/час | |
| у земли..... | 493 |
| на высоте 4200 м..... | 585 |
| крейсерская..... | 528 |
| посадочная..... | 145 |
| Практический потолок м..... | 9600 |
| Время набора 5000 м..... | 6,5мин |
| Скороподъемность у земли..... | 14,5 м/сек |
| на высоте 5000 м..... | 9,5 м/сек |
| Дальность полета на высоте 550 м с учетом 10% -ного | |
| аварийного запаса топлива км..... | 993 |
| Максимальная продолжительность полета | 3ч45м |
| Время виража сек..... | 19 |
| Радиус виража м..... | 253 |
| Длина разбега м..... | 300 |
| Длина пробега м..... | 350 |

ОСНОВНЫЕ МОДИФИКАЦИИ САМОЛЕТА Р – 39

| | двигатель | винт | вооружение |
|----------------------|-----------------------|------------------------------------|--|
| P – 39C | V-1710-31 (1150лс) | “Кертисс” | пушка 37мм, 2 пулемета 12,7мм 4 ----- 7,62мм |
| P – 39 модель 14 | V-1710-35 (1150лс) | “Кертисс” | пушка 20мм, 2 пулемета 12,7мм, 4 ----- 7,7мм |
| P – 39D | V-1710-35 (1150лс) | “Кертисс” или “Аэропродакт” | пушка 20мм, 2 пулемета 12,7мм, 4 ----- 7,62мм |
| P – 39F | V-1710-35 (1150лс) | “Аэропродакт” | пушка 20мм 2 пулемета 12,7мм 4----- 7,62мм |
| P – 39J | V-1710-59 (1100лс) | “Аэропродакт” | пушка 20мм 2 пулемета 12,7мм 4 -----7,62мм |
| P – 39K | V-1710-63 (1325лс) | “Аэропродакт” | пушка 37мм 2 пулемета 12,7мм 4 -----7,62мм |
| P – 39M | V-1710-83 (1200лс) | “Кертисс” | пушка 20мм 2 пулемета 12,7мм 4 -----7,62мм |
| P – 39N | V-1710-85 (1200лс) | “Аэропродакт” | пушка 37мм 2 пулемета 12,7мм |
| P – 39Q | V-1710-85 (1200лс) | “Аэропродакт” | пушка 37мм 2 крыльевых пулемета 12,7мм |
| P – 39Q10 | V-1710-85 (1200лс) | “Аэропродакт” | пушка 37мм 2 пулемета 12,7мм без крыльевых пулеметов |
| P – 39Q21 – - Q25 | V-1710-85 (1200лс) | “Аэропродакт” четырех лопастной | пушка 37мм 2 пулемета 12,7мм без крыльевых пулеметов |

ОСНОВНЫЕ ОТЛИЧИЯ

**САМОЛЕТА АЭРОКОБРА, Р-39D-2 МОДЕЛЬ I4A
ОТ САМОЛЕТА АЭРОКОБРА, Р-39D МОДЕЛЬ 14**

По мотору

На самолете установлен мотор «Аллисон» V-I7IO-63-E6 со степенью редукции 0,5 в отличие от мотора «Аллисон» V-1710-E4 со степенью редукции 0,556.

По винту

На самолете установлены два типа винтов «Кертисс»: винт с углами установки лопастей 27,5°- 57,5° и винт 26°- 56° в отличие от винта «Кертисс» с углами лопастей 21,5°- 51,5°, установленного на модели I4.

По кабине

Кабина самолета P-39D-2 существенно отличается от кабины самолета P-39 D (отличная компоновка приборов и арматуры и другие особенности).

По шасси

- 1) Давление в пневматиках главных колес шасси увеличено с 50 фнт/дм² до 70 фнт/дм².
- 2) Штоки амортизационных стоек закрыты брезентовыми кожухами.
- 3) Пневматики главных колес имеют поверхность с насечкой взамен гладкого контура.

По управлению

- 1) На ручке управления установлена кнопка для сбрасывания бомб.
- 2) На каждом элероне установлено по два триммера: первый из них является триммером - флетнером, а второй - только флетнером.

По бензосистеме

- 1) Разрешается употреблять только 100-октановый бензин.
- 2) Емкости бензобаков.

| | P-39D | P-39D-2 |
|-----------|---------------------------------|-------------------------------------|
| правый | 50 имперских галлонов | 60 американских галлонов |
| левый | 21 имперских галлонов | 40 американских галлонов |
| резервный | 29 имперских галлонов | 20 американских галлонов |
| <hr/> | | |
| | 100 имперск. галлонов (450л) | 120 американских галлонов (450л) |

- 3) На самолете P-39D-2 имеется возможность подвески дополнительного бензобака емкостью 75 американских галлонов (285 л) –или бомб.
- 4) В бензосистему самолета включен пароотделитель и контрольный клапан такие же, как на самолете «Киттихаук».
- 5) В бензосистему включена после бензофильтра электрическая подкачивающая бензопомпа.
- 6) Бензофильтр перенесен из-под левого зализа фюзеляжа в переднюю правую часть центроплана под полом кабины.

По маслосистеме

- 1) На выходе масла из мотора установлен шунтовый клапан, который в случае повышенного давления перепускает масло из мотора непосредственно в бак, минуя маслорадиаторы. На шунтовой трубе приходится ставить дополнительный (шестой) кранник для слива масла.
- 2) Конструкция терmostата изменена, и в модели I4A она аналогична конструкции терmostата самолета «Киттихаук».
- 3) Полная емкость маслобака увеличена с 10 до 11,5 имперских галлонов.
- 4) Маслопомпы редуктора другого образца.

По системе охлаждения

Радиатор охлаждающей жидкости является цельным в отличие от радиаторов модели 14, состоящих из двух половин. Радиатор трубчатого типа в отличие от сотовых радиаторов, установленных на модели 14.

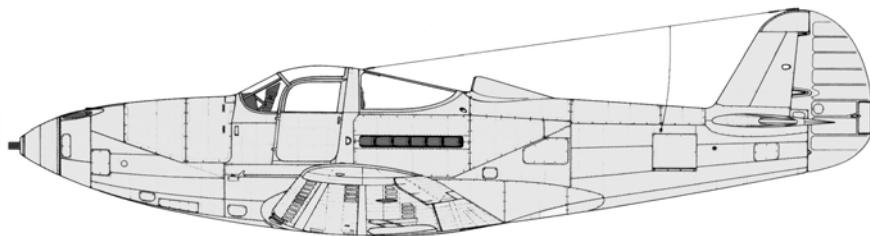
По вооружению

- 1) Взамен ST-IA на самолете установлен коллиматорный прицел НЗА.
- 2) Рамка кольцевого прицела в кабине отсутствует и кольца нанесены непосредственно на переднее стекло козырька.
- 3) Полностью отсутствует гидросистема для перезарядки пушки. Перезарядка пушки может быть выполнена только на земле при помощи специальной ручки, установленной в люке для передней стойки шасси.
- 4) Вместо избирательного переключателя вооружения в кабине смонтировано три отдельных тумблера.
- 5) Боекомплект каждого синхронного пулемета уменьшен с 270 до 200 патронов.
- 6) Боекомплект каждого крыльевого пулемета уменьшен с 1000 до 500 патронов.

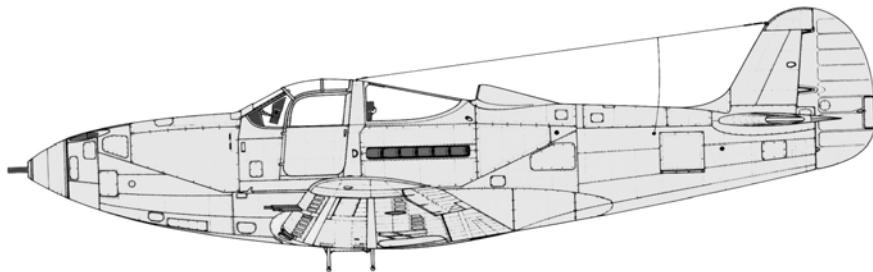
Прочие изменения

- 1) Розетка включения аэродромного аккумулятора перенесена из носовой части фюзеляжа в заднюю часть левого зализа фюзеляжа. Розетка имеет три гнезда. Третье гнездо, предназначенное для центрирующего штифта, исключает возможность неправильных соединений на плюс и минус.
- 2) В носовой части фюзеляжа слева установлен общий фильтр вакуум-системы.
- 3) С правой стороны фюзеляжа, возле храповика, для рукоятки ручного запуска мотора, установлен рычаг для подъема щеток электромотора стартера, во избежание их износа при ручном запуске мотора.
- 4) На нижней обшивке правой консоли, возле АНО установлено по три цветных огня для сигналов.
- 5) В правой консоли обеспечена возможность установки ФКП (фотокинопулемет).
- 6) Вместо двух кислородных баллонов с правой стороны носовой части фюзеляжа установлен один кислородный баллон, аналогичный баллону самолета «Киттихаук».
- 7) Отсутствуют трубка Вентури в правом крыле и резервная трубка статического давления в левом крыле.
- 8) Тумблер включения генератора перенесен из левого борта фюзеляжа в кабину.
- 9) Отсутствует управляемая система вентиляции кабины.
- 10) Крепление всасывающего патрубка карбюратора осуществлено при помощи заклепок, тогда как в модели 14 патрубок был закреплен винтами, что было менее надежно.
- 11) Вместо приемопередаточной радиоаппаратуры типа TR9-D установлена радиоаппаратура типа SCR-274, состоящая из двух передатчиков и трех приемников.

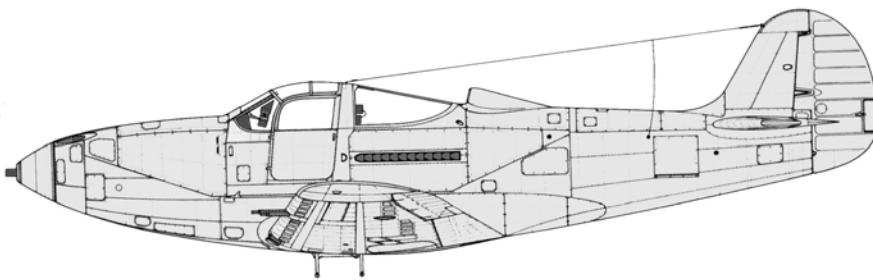
Модификации самолета Р-39.



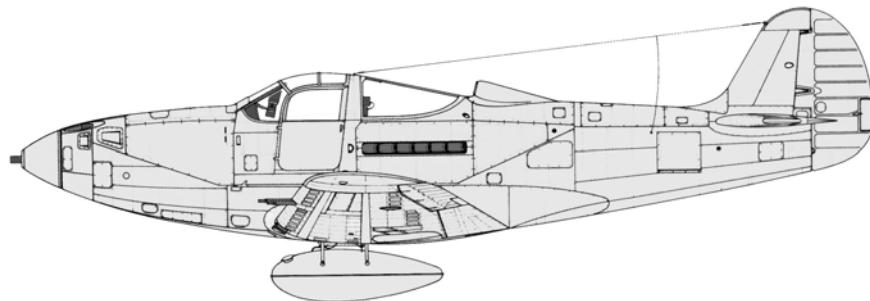
P-39C



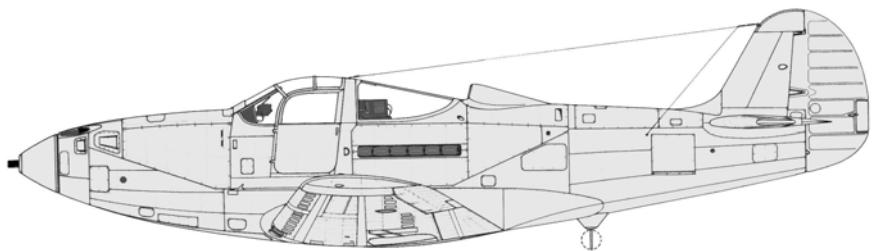
P-39D-1



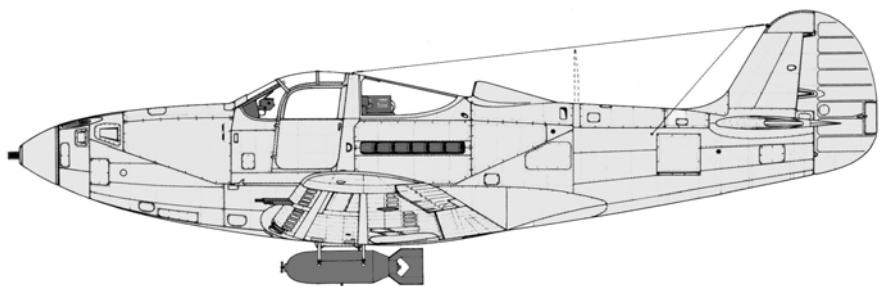
P-39D-2



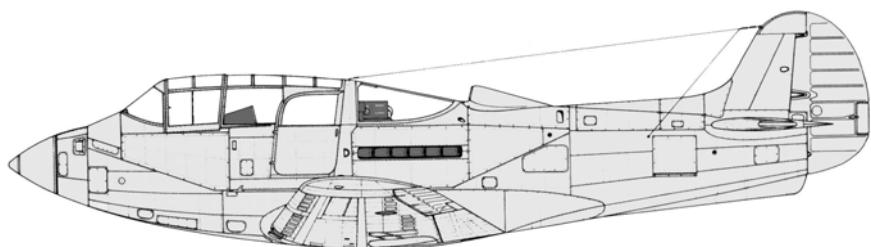
P-39K



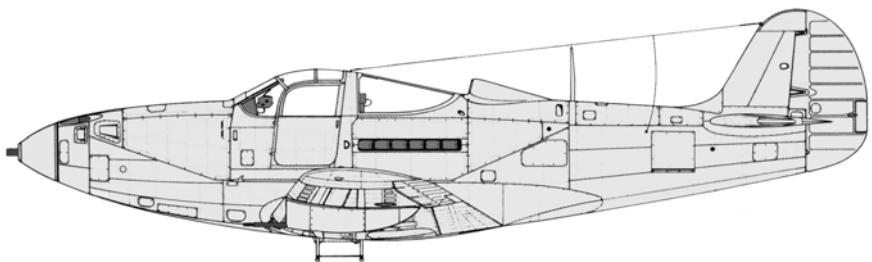
P-39N



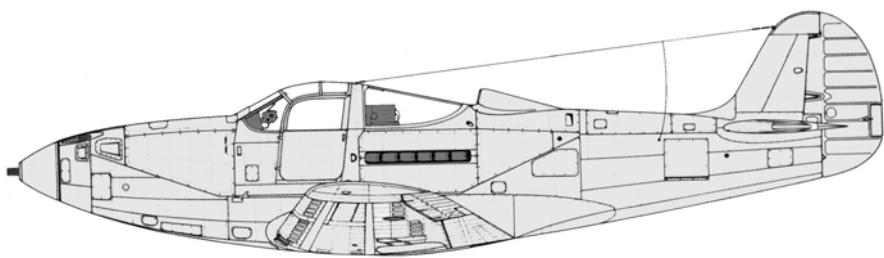
P-39N



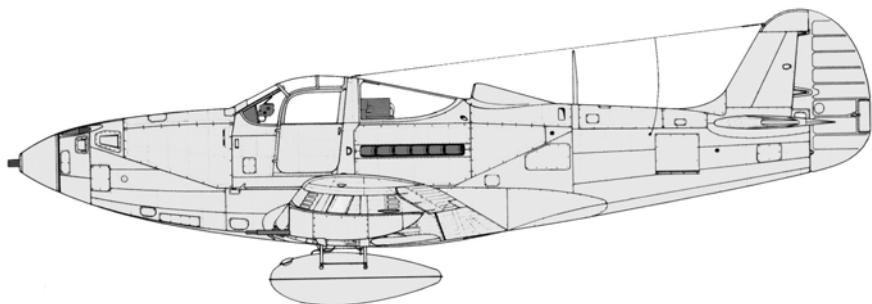
UTI-P-39N



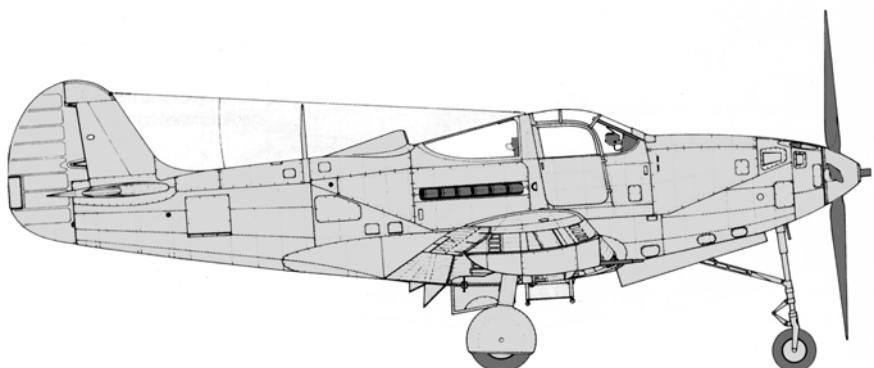
P-39Q



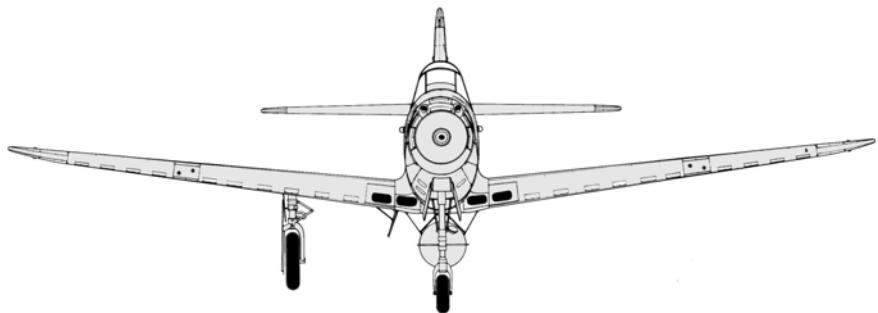
H-39Q-10



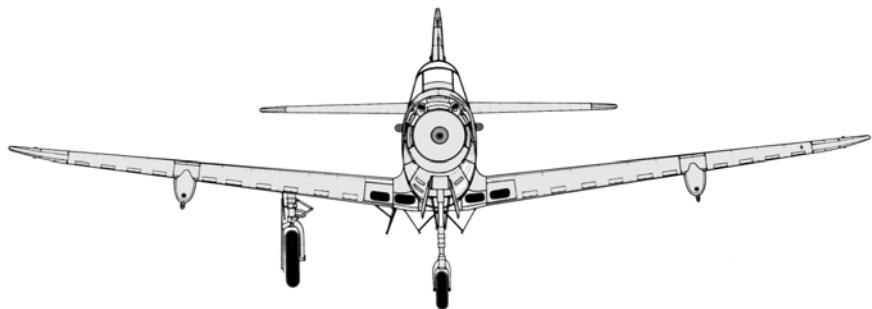
H-39Q-20



P-39Q-25



P-39D (вид спереди).



P-39Q (вид спереди).



P-39D



ЧАСТЬ 2

САМОЛЕТ Р-63А «КИНГКОБРА»

С ДВИГАТЕЛЕМ АЛЛИСОН

V-1710-93

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ САМОЛЕТА Р-63А «КИНГКОБРА».



Недостатки истребителя Р-39 заставили конструкторов фирмы «Белл» принимать меры по спасению самой идеи самолета. В ней было заложено много новых необычных решений, проведена огромная работа по их доводке, внедрению в серийное производство и эксплуатацию. Выводы английских испытателей о недостатках «Аэрокобры» бросали тень и на те принципы, в соответствии с которыми, был создан Р-39.

Защищая свой самолет, в феврале 1941 года фирма, сохранив оригинальную компоновку «Аэрокобры» — двигатель сзади пилота, оружие впереди, кабина с боковыми дверями, — начала проектные исследования нового самолета. В июне того же года был получен контракт на изготовление двух опытных образцов, получивших обозначение XP-63 «Кингкобра». Прототип, созданный на базе экспериментальной «Аэрокобры» XP-39E, совершил первый полет в декабре 1942 года. К этому времени пришли первые положительные отзывы об успешном боевом использовании Р-39 на советско-германском фронте. Американские газеты запестрели броскими заголовками: «Истребители «Аэрокобра» — лучшие в мире! Пятнадцать советских асов, воюющих на «Кобрах», сбили пятьсот самолетов нашего общего врага — фашизма! Покрышкин, Глинка, Речкалов, Клубов, Федоров, Труд, Трофимов...» После такой рекламы руководители американского военного ведомства вновь заинтересовались деятельностью концерна «Белл». В октябре 1943 года первый серийный самолет Р-63А «Кингкобра» совершил первый полет.

Внешне Р-63 напоминал своего предшественника, но был несколько больших размеров. Его мотор «Аллисон» V-1710-93 максимальной мощностью 1500 л. с. имел двухступенчатый нагнетатель с приводом через турбомуфту. Вместо трехлопастного винта установили четырехлопастной. Главное же отличие внешне никак не проявлялось, но именно оно и позволяет считать Р-63 совершенно новым самолетом. Это аэродинамическая компоновка крыла. Большее по площади (на 16%), крыло Р-63 было набрано из так называемых ламинарных профилей, обладавших на больших скоростях существенно меньшим аэродинамическим сопротивлением. Мотор имел два режима повышенной мощности, не считая взлетного: 15-минутный боевой режим и 5-минутный чрезвычайный. Применение чрезвычайного режима сокращало время набора высоты с 5,8 до 4,9 мин и увеличивало скорость на 30—40 км/ч. Для

улучшения штопорных характеристик вертикальное оперение Р-63 было увеличено по сравнению с Р-39 на 30% и смещено назад.

Перед началом поставок Р-63 по ленд-лизу командование ВВС, ни желая вновь задним числом устранять недостатки нового самолета, решило направить в США летчика-испытателя А. Г. Кочеткова и инженера Ф. П. Супруна, оба из НИИ ВВС.

А. Г. Кочетков в первой же своей беседе с президентом компании проинформировал его об опыте боевой работы Р-39 на фронтах, о цели своего визита, а именно в первую очередь испытание Р-63 на штопор.

29 апреля 1944 года Кочетков педантично предпринимал попытки вывести «Кингкобру» из штопора. Были испробованы стандартные методы, но самолет не реагировал. Затем летчик стал менять режимы работы мотора. Безрезультатно. Самолет падал, плоско вращаясь. Когда до земли оставалась последняя тысяча метров, Кочеткову пришлось покинуть самолет.

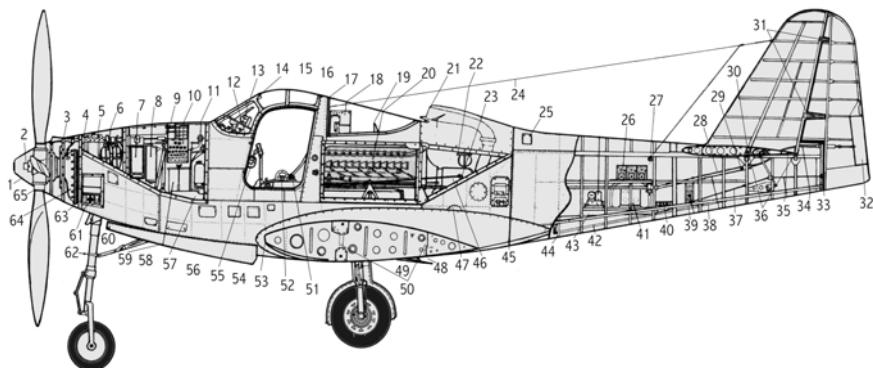
Президент Лоуренс Белл уверил Кочеткова, что срочным образом будет разработан ряд мероприятий по сдвигу центра тяжести вперед. «Первые самолеты будут поставлены в прежнем виде, но мы строго оговорим в ограничениях, чтобы масляный бак, который помещается в хвосте самолета, заполнялся бы не полностью, а лишь наполовину. Масла вполне хватит, а центровка будет в пределах 28 процентов. Фирма благодарна вам за испытания и просит вас облетать десятисячную «Кобру».

Кочеткова на следующий день пригласили отдохнуть на пляже, но он вынужден был отказаться. Перегрузки которые он перенес при испытаниях «Кингкобры» оставили на его теле довольно заметные следы. Еще ни один из испытуемых самолетов не оставлял на нем таких отметин.

Всего было построено 3303 «Кингкобры», из них 2400 поставлены в Советский Союз, 300 в освобожденную Францию. Лишь 332 Р-63 были использованы в ВВС США. В конце войны, когда Р-63 были приняты на вооружение Советских ВВС, использование их непосредственно на фронте не было жизненно необходимым из-за достаточного количества отечественных истребителей. В то же время переучивание на новый тип самолета и его обслуживание во фронтовых условиях вызвало бы определенные трудности. «Кингкобры» направлялись в части и подразделения, непосредственно в боевых действиях не участвующие, например, в ПВО Москвы. Они также несли службу в дежурных звеньях для защиты фронтовых аэродромов. Перед переходом на реактивную технику летчики осваивали на Р-63 особенности взлета и посадки с передним расположением стойки шасси.



ОБЩИЕ ДАННЫЕ И КОМПОНОВКА САМОЛЕТА Р-63 «КИНГКОБРА»



КОМПОНОВКА САМОЛЕТА Р-63А

1. Кок винта.
2. Ствол 37-мм пушки М-4.
3. Передняя бронеплита.
4. Пулемет «Колт-Браунинг» 12,7 мм с пламегасителем.
5. Маслобачок редуктора мотора.
6. Кислородный баллон.
7. Патронный ящик пулемета.
8. Гильзозвенец отводящий рукав.
9. Заднее регулируемое крепление пулемета.
10. Магазин пушки.
11. Расширительный бачок тормозного цилиндра шасси.
12. Приборная доска.
13. Коллиматорный прицел.
14. Бронестекло кабинны.
15. Ручка для открывания двери.
16. Ручка для опускания стекла.
17. Бронеспинка пилота.
18. Приемник SCR-695-A.
19. Кронштейн установки пульта управления приемником.
20. Мотор «Аллисон» V-1710-93.
21. Воздухозаборник всасывающего патрубка.
22. Обогрев входящего воздуха в карбюратор.
23. Тяга управления заслонками карбюратора.
24. Антенна радиостанции SCR-274-N.
25. Маслобак.
26. Приемник BC-453-B.
27. Входной изолятор антенны.
28. Тандер регулировки натяжения тросов.
29. Цепь Галля управления триммером руля направления.
30. Узлы подвески стабилизатора.
31. Узлы подвески руля направления.
32. Триммер руля направления.
33. Ролик управления рулем управления.
34. Гибкий валик управления триммером руля направления.
35. Триммер руля высоты.
36. Узлы подвески киля.
37. Тандер натяжения троса руля направления.
38. Трос руля направления.
39. Задняя такелажная труба самолета.
40. Антенное реле BC-442-A1.
41. Передатчик BC-457-A.
42. Тяга управления рулем высоты.
43. Модуляторный блок BC-456-B.
44. Задняя бронеплита.
45. Плоскость разъема хвостовой части фюзеляжа.
46. Нагнетатель мотора.
47. Управляемый перекрывной бензокран.
48. Заслонка масло и водорадиаторов.
49. Масло и водорадиаторы (два водорадиатора и один маслорадиатор).
50. Узлы крепления консоли крыла.
51. Ручка управления триммером руля направления.
52. Штурвал управления триммером руля высоты.
53. Воздухозаборники туннелей радиаторов.
54. Качалка управления элеронами.
55. Сектор управления мотором и винтом (один сектор корректора смеси, другой – управления винтом и газом).
56. Регулируемые педали.
57. Муфта сцепления удлиненного вала мотора.
58. Узлы подвески щитка передней стойки.
59. Аккумулятор.
60. Удлиненный вал мотора.
61. Узел крепления передней стойки.
62. Ушко для буксировки самолета.
63. Передняя такелажная труба самолета.
64. Редуктор мотора.
65. Винт 4-лопастной «Аэропродакт».

Самолет - истребитель Р-63А «Кингcobra» является дальнейшим развитием истребителя Р-39 «Аэрокобра».

Основные геометрические, конструктивные и весовые характеристики самолета «Кингcobra» незначительно отличаются от данных самолета „Аэрокобра“ в связи с

модификацией последнего. Существенные их отличия друг от друга заключаются в конструкции крыла, оперения и винтомоторной группы, калибре вооружения и по ряду вспомогательных агрегатов, так что самолет P-63A, по существу, является новым самолетом.

Общими для самолетов P-39 и P-63A являются принципиальная конструктивная схема и компоновка самолета, а также спецоборудование.

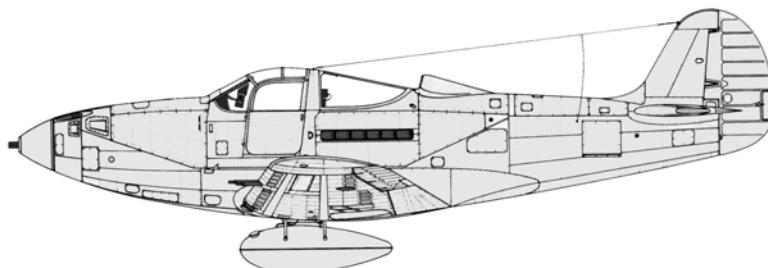
Наибольшим изменениям подверглись планер и винтомоторная группа самолета, сравнительно меньшим установка вооружения и небольшим - спецоборудование.

В целях улучшения устойчивости и штопорных качеств самолета, а также для улучшения взлетно-посадочных свойств и скороподъемности изменены следующие основные параметры:

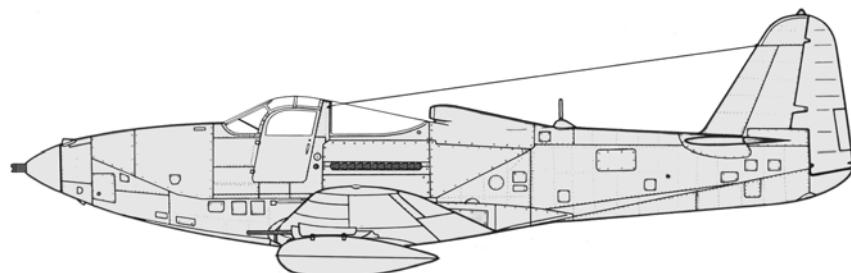
- а) площадь крыла увеличена на $3,18 \text{ м}^2$, размах на 1,32 м,
- б) длина самолета увеличена на 0,76 м,
- в) площадь вертикального оперения увеличена на 30%, а удлинение увеличено до 1,78.

Изменено относительное расположение вертикального и горизонтального оперения, вертикальное оперение смещено назад.

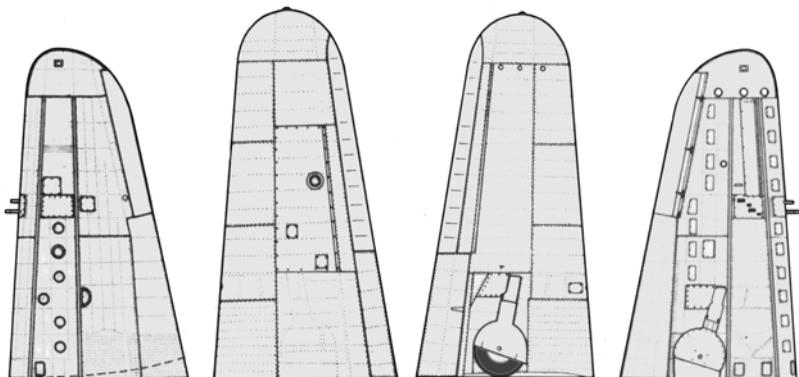
При определении коэффициентов сопротивления для учета числа Рейнольдса максимальная скорость была принята по официальным американским материалам в 657км/час на высоте 7450 м при $G=3685 \text{ кг}$, так как максимальная скорость самолета - 620 км/час на высоте 7250 м при полетном весе 3738 кг, полученная в результате испытаний ГК НИИ ВВС КА. являлась предварительной и требовала уточнений.



P-39



P-63



Сравнительные схемы верхних и нижних частей крыльев Р-39 и Р-63.

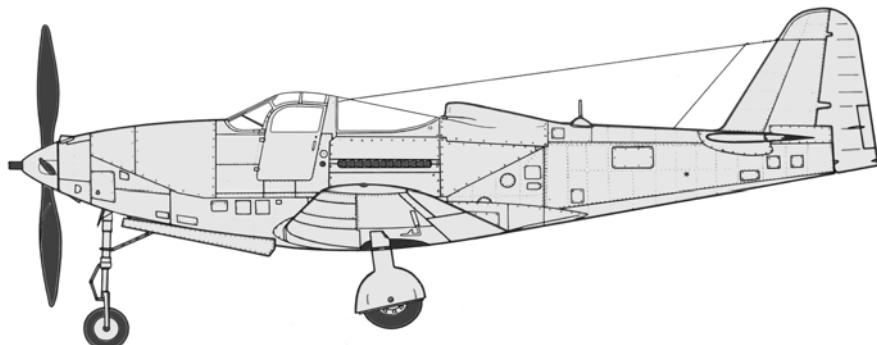
Маневренные характеристики сравниваемых самолетов также получены расчетным путем на основе результатов летных испытаний в ГК НИИ ВВС КА.

Общие сведения о самолете

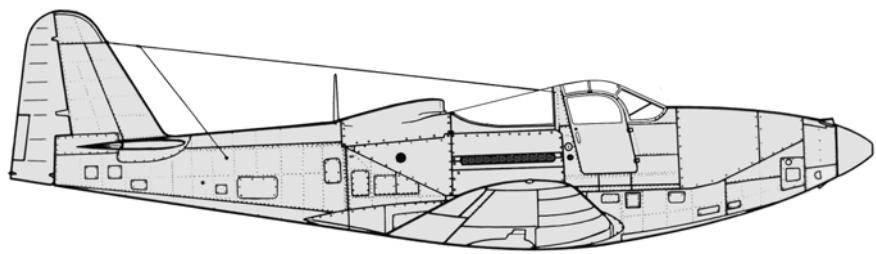
Самолет истребитель модели Р-63А является одноместным сухопутным монопланом цельнометаллической конструкции с низкорасположенным крылом. Мотор «Аллисон» V-1710-93 с жидкостным охлаждением установлен в средней части фюзеляжа. На самолете установлен четырехлопастной винт фирмы «Аэропродакт» с гидравлическим управлением и постоянным числом оборотов, регулируемым автогенулятором.

Закрылки и трехколесное шасси имеют электромеханическое управление. Тормоза главных колес приводятся в действие от гидросистемы. Профиль крыла ламинарный NACA 66,2-116 у корня и 66,2-216 на конце, постоянной относительной толщины (16%) по всему размаху крыла.

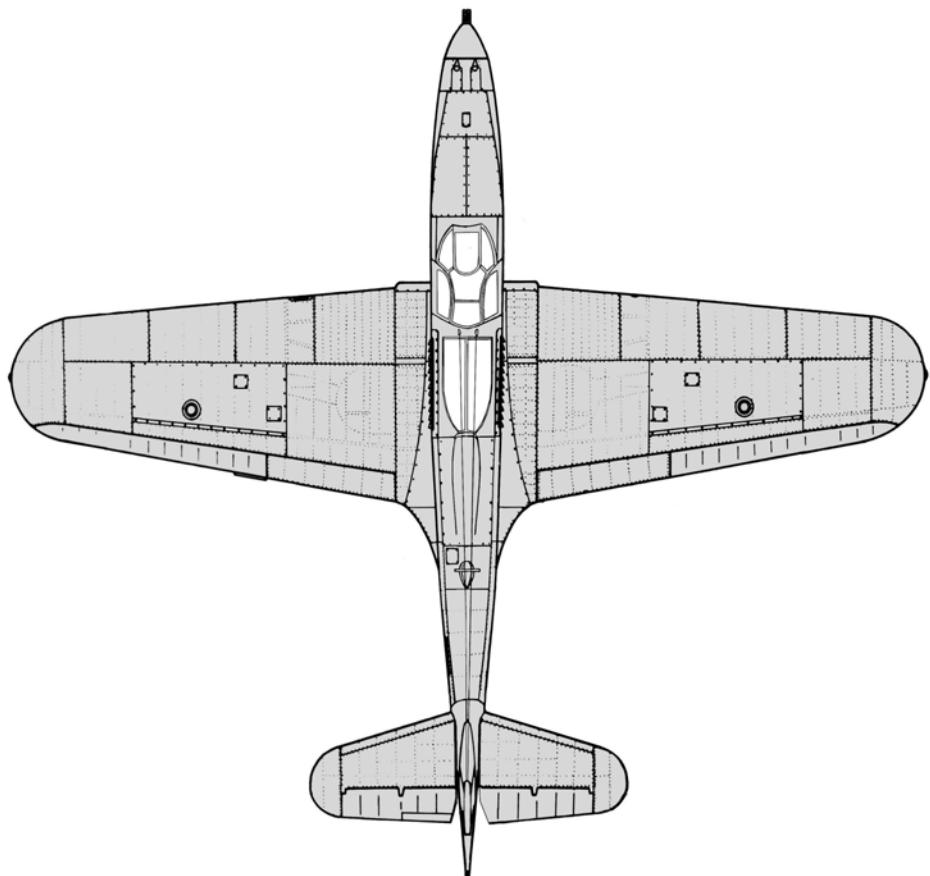
Обшивка из толстых, большого размера листов алкледа дала возможность хорошо выдержать форму профиля и получить ровную поверхность крыла без провалов и волн.



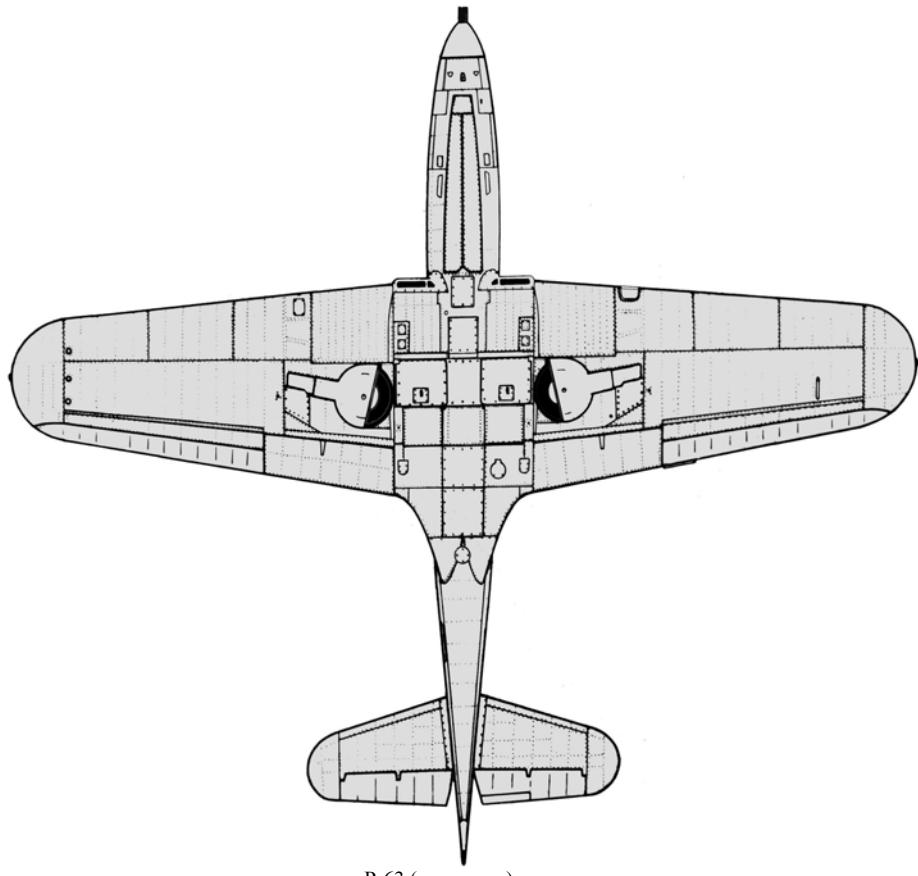
Р-63 (вид слева).



P-63 (вид справа).



P-63 (вид сверху).



P-63 (вид снизу).

Крыло имеет отрицательную геометрическую крутку - $1^{\circ}45'$.

Элероны имеют очень большой размах - 3,09 м.

На левом элероне установлена регулируемая на земле сгибанием от руки компенсирующая пластина.

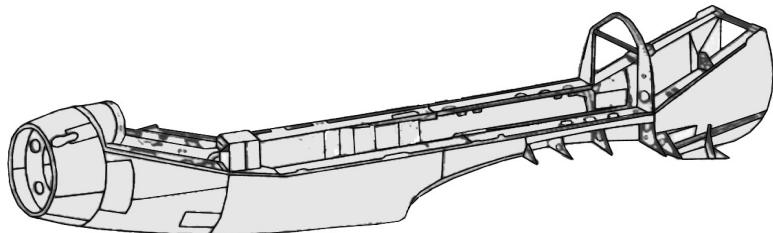
Два гликоловых и один масляный радиаторы размещены в центроплане. Охлаждающий воздух поступает к радиаторам через отверстия в передней кромке центроплана. Заборник воздуха для мотора помещен за фонарем кабины летчика.

Выхлопные патрубки расположены по бокам фюзеляжа, по 12 патрубков с каждой стороны (по 2 на цилиндр), имеют овальное сечение и выступают за габарит фюзеляжа только на 20 мм. Фюзеляж овального сечения. Благодаря размещению мотора в средней части фюзеляжа носовая часть имеет хорошо обтекаемую форму, плавно переходящую в среднюю его часть.

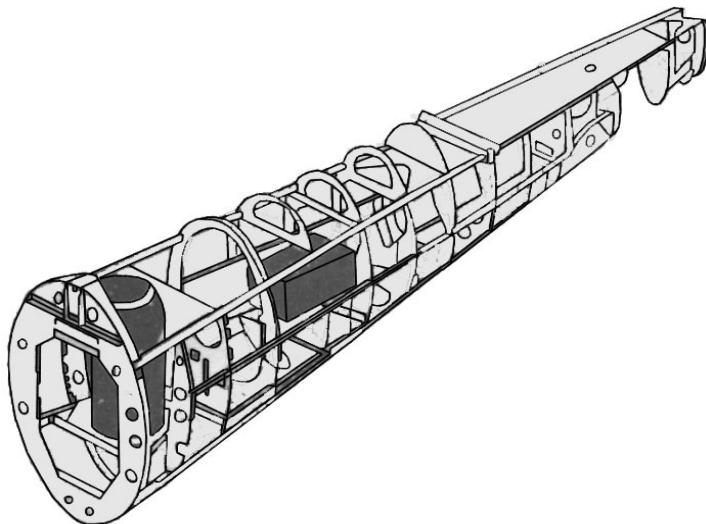
ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ И КОМПОНОВКИ САМОЛЕТА.

Фюзеляж

Фюзеляж самолета Р-63 по своей конструкции мало отличается от фюзеляжа самолета Р-39. Он цельнометаллической конструкции и состоит из двух частей: передней и задней. Обе части стыкуются между собой болтами по всему контуру в плоскости разъема. Каркас передней части состоит из двух силовых коробчатых лонжеронов, набора шпангоутов и стрингеров, подкрепляющих обшивку. Задняя часть фюзеляжа, удлиненная по сравнению с самолетом Р-39, представляет собой полумонокок с обшивкой, подкрепленной шпангоутами и стрингерами.



Силовой каркас



Каркас хвостовой части фюзеляжа.

Передняя часть фюзеляжа

Для удобства описания компоновки и конструкции переднюю часть фюзеляжа разделим на три отсека: отсек вооружения, кабины и мотора.

Лонжероны фюзеляжа проходят через все отсеки и являются основой каркаса передней его части.

В отсеке вооружения находятся: передняя бронеплита, установленная перед редуктором мотора, редуктор мотора, маслобачок редуктора, четыре кислородных баллона (по два с каждого борта), два синхронных пулемета «Кольт-Браунинг» калибра 12,7 мм, два патронных ящика, гильзозвенеотводящий рукав, пушка калибра 37 мм с боезапасом, аккумулятор, и другое оборудование.

Картер редуктора крепится непосредственно к концам лонжеронов и шпангоуту. На лонжеронах установлены все опоры и кронштейны для крепления оборудования.

Верхний капот (от верхних полок лонжеронов) съемный и состоит из трех частей, что дает полный доступ ко всему отсеку вооружения. Капот подкреплен продольными и поперечными профилями и крепится к шпангоутам на замках «Дзус».

Непосредственно за отсеком вооружения следует отсек кабины, отделенный от переднего отсека противопожарной перегородкой.

В кабине размещены: сиденье летчика, управление и приборная доска. Фонарь кабины несъемный. Его верхняя часть сделана из плексигласа, передняя, центральная и боковые панели — из триплекса.

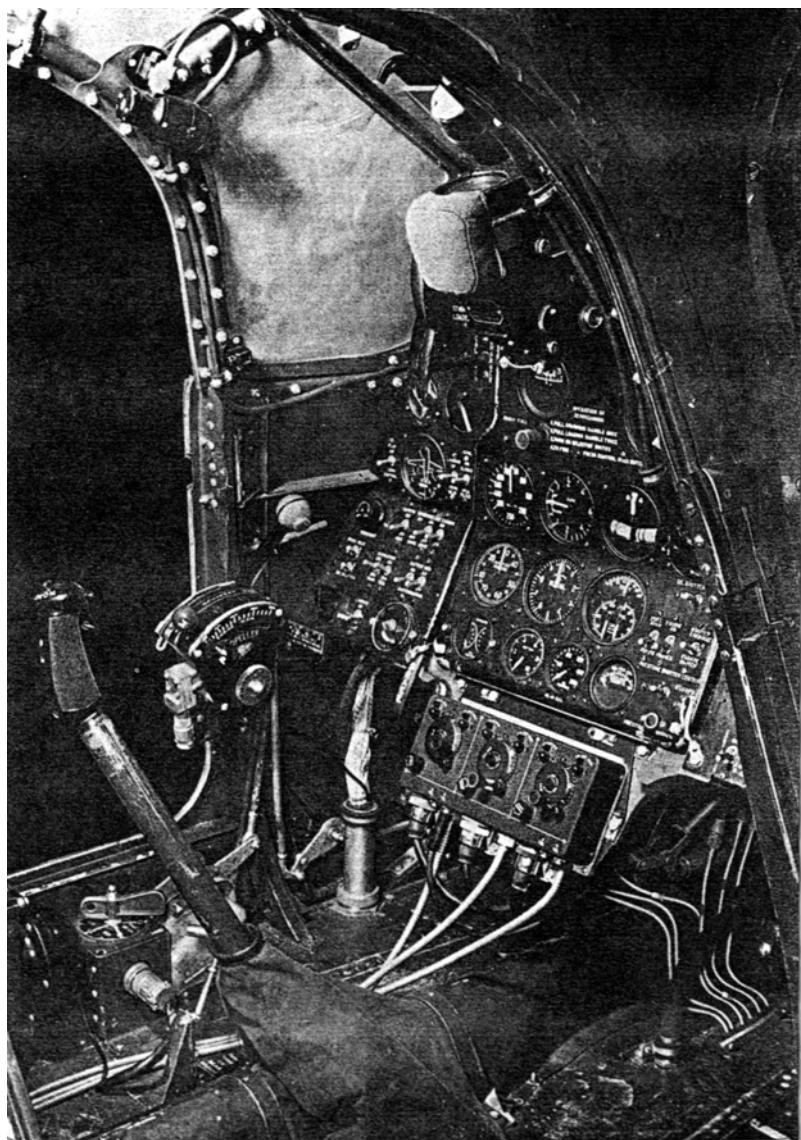
Каркас кабины состоит из продольных и поперечных поясов, подкрепленных стрингерами, и изготавливается в виде отдельного агрегата. Кабина имеет две дверцы автомобильного типа: одну — на правом борту фюзеляжа для нормального входа и выхода летчика и вторую — на левом борту для аварийного выхода.

Характерным для самолетов Р-39 и Р-63 является то, что вход и выход из кабины производятся с правой стороны, так как с левой стороны кабины смонтированы штурвал управления триммером руля высоты и рычаг установки бомб на «актив—пассив», что мешает входу и выходу летчика с парашютом. Посадка летчика в кресло и выход из кабины, как в нормальном, так и в аварийном случае не сопряжены с большими трудностями, что имеет место в истребителях, где летчик влезает в кабину через фонарь той или иной конструкции. Однако надо иметь ввиду то, что фонарь на Р-63 сдвинут вперед по отношению к центру плана и при входе и выходе из кабины на крыло надо быть более внимательным. Двери кабины имеют механизм аварийного сбрасывания. На дверях есть ручки для опускания и подъема боковых стекол.

Пол кабины крепится к верхним полкам лонжеронов фюзеляжа, к нему крепятся сиденье летчика и часть рычагов управления. Сзади кабины расположен усиленный (противокапотажный) шпангоут. Профили, соединяющие последний шпангоут передней части фюзеляжа с усиленным шпангоутом, имеют толщину 2 мм и крепятся четырьмя болтами с последним шпангоутом передней частью фюзеляжа и шестью 5 мм болтами с противокапотажным шпангоутом. Усиленный шпангоут частично воспринимает нагрузки, передающиеся от задней части фюзеляжа.

За кабиной следует отсек мотора, от которого она отделяется противопожарной перегородкой. В этом отсеке размещены мотор и все моторное оборудование. Мотор крепится жестко к лонжеронам фюзеляжа при помощи восьми болтов на четырех кованых дюралюминиевых кронштейнах, которые прикреплены к внутренней стенке каждого лонжерона ниже верхнего пояса. Через моторный отсек проходят лонжероны центроплана. Под мотором расположены масляный радиатор

и радиаторы охлаждающей жидкости. Воздух поступает к ним от заборников в передней кромке центроплана, проходит через радиаторы и выходит назад через окно в нижней поверхности центроплана.



Кабина пилота.

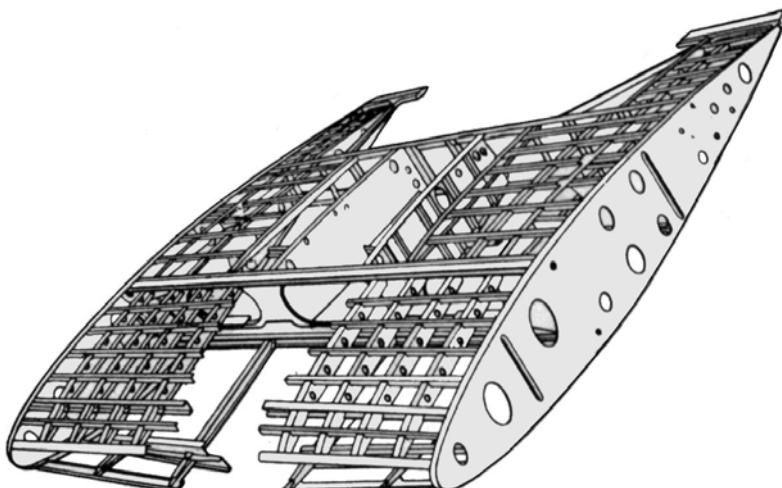
Задняя часть фюзеляжа

Задняя часть фюзеляжа представляет собой полумонокок с обшивкой, подкрепленной шпангоутами и стрингерами, и крепится к передней части 38 болтами, расположенными по контуру жестких шпангоутов.

В задней части фюзеляжа установлены: маслобак, задняя бронеплита, радиостанции SCK-274N и задняя такелажная труба.

Крыло

Крыло цельнометаллической конструкции, с ламинарным профилем NACA 66,2-116 у корня и 66,2-216 у конца. Относительная толщина профиля постоянная по всему размаху и равна 16%.



Центроплан.

Крыло имеет отрицательную геометрическую крутку, равную $1^{\circ}45'$.

Силовой набор крыла состоит из двух лонжеронов и нервюр. Стрингеры отсутствуют, что дает возможность сохранить гладкую поверхность ламинарного профиля. Обшивка крыла выполнена из толстых листов алкледа (1, 1,3 и 1,6 мм) и состоит из панелей большого размера.

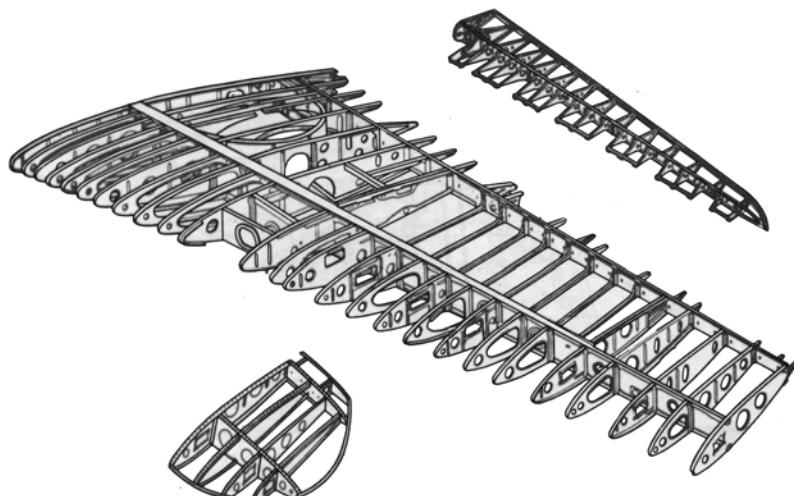
С точки зрения аэродинамики крыло несколько ухудшено входными отверстиями туннелей радиаторов и тем что главные колеса шасси при уборке неполностью закрываются щитками. В корневой части крыла имеются два небольших, симметрично расположенных отверстия между бортами фюзеляжа и тоннелями радиаторов, выполненные для продувки замоторного пространства. Консоли крыла стыкуются с центропланом двумя болтами диаметром 36,5 мм по переднему лонжерону и двумя болтами 15,8 мм – по заднему. Болты имеют нарезку с двух сторон и шестигранную часть посередине. На самолете Р-39стыковка консоли с центропланом осуществлялась по трем лонжеронам и, кроме того, восемнадцатью болтами по контуру корневой нервюры. В крыле помещаются бензобаки, закрытые

большими силовыми съемными панелями. Передняя часть концевого обтекателя крыла съемная для зарядки крыльевых пулеметов, которые устанавливаются на самолете в перегрузочном варианте.

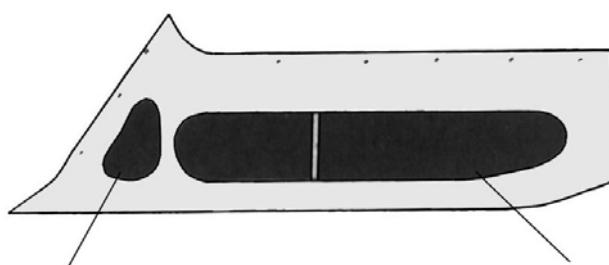
Конструкция крыла самолета Р-63 имеет удельный вес $21 \text{ кг}/\text{м}^2$ вместо $21,4 \text{ кг}/\text{м}^2$ у самолета Р-39.

Элерон узкий и длинный и имеет аэродинамическую компенсацию.

Весовая балансировка осуществлена установкой трубы в передней части элерона. Передняя кромка элерона соединена с задним лонжероном крыла диафрагмой, геометрически разделяющей пространство между крылом и элероном на две части – над компенсацией и под ней. Диафрагма выполнена из полотна и не препятствует вращению элерона. Благодаря диафрагме при различных отклонениях элеронов не происходит перетекание воздуха с нижней поверхности на верхнюю.



Силовой набор крыла.



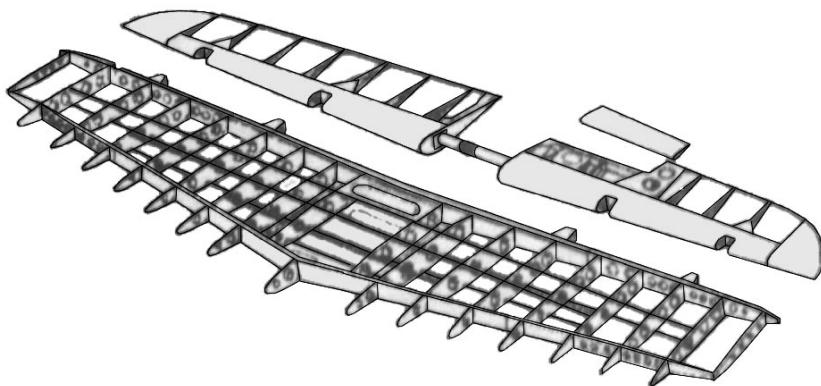
Воздухозаборник продува замоторного пространства. Воздухозаборники системы охлаждения.

Элерон подвешивается на четырех шарнирах. На левом элероне установлена компенсирующая пластинка, регулируемая на земле сгибанием от руки. Каркас элерона состоит из лонжерона, передней диафрагмы, задней жесткой кромки и нервюр. Обшивка металлическая.

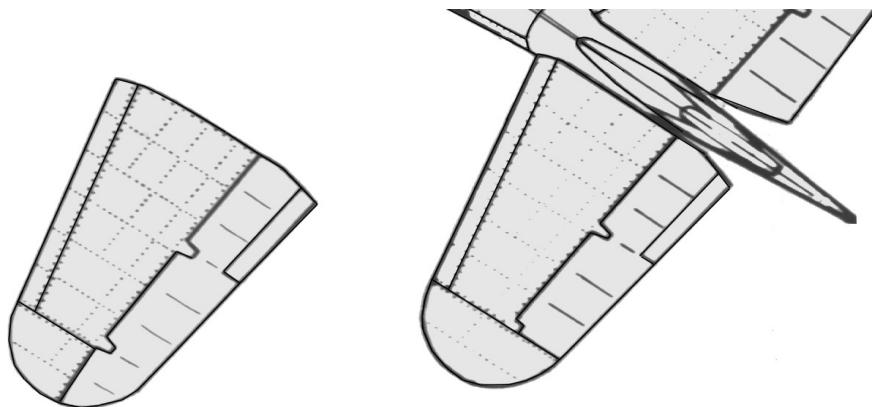
Закрылки профицированного типа подвешиваются к крылу на трех шарнирах и приводятся в движение электромотором, расположенным в фюзеляже.

Хвостовое оперение

Хвостовое оперение обычного типа. Стабилизатор нерегулируемый. На руле направления и левой половине руля высоты установлены триммеры. Рули направления и высоты имеют весовую балансировку.



Силовой набор стабилизатора.



Сравнительные схемы стабилизаторов P-63А и P-63А-9.

Хвостовое оперение самолета идентично по конструкции с оперением самолета Р-39, но существенно отличается от него по форме и размерам. Вертикальное оперение значительно смещено назад. Площадь вертикального оперения по отношению к самолету Р-39 увеличена на 30%, а удлинение – с 1,67 до 1,78. Площадь руля направления уменьшена, а площади стабилизатора и руля высоты увеличены. Уменьшено удлинение горизонтального оперения с 4,12 до 3,96. Обшивка рулей высоты и направления полотняная. Стабилизатор крепится к фюзеляжу на четырех узлах.

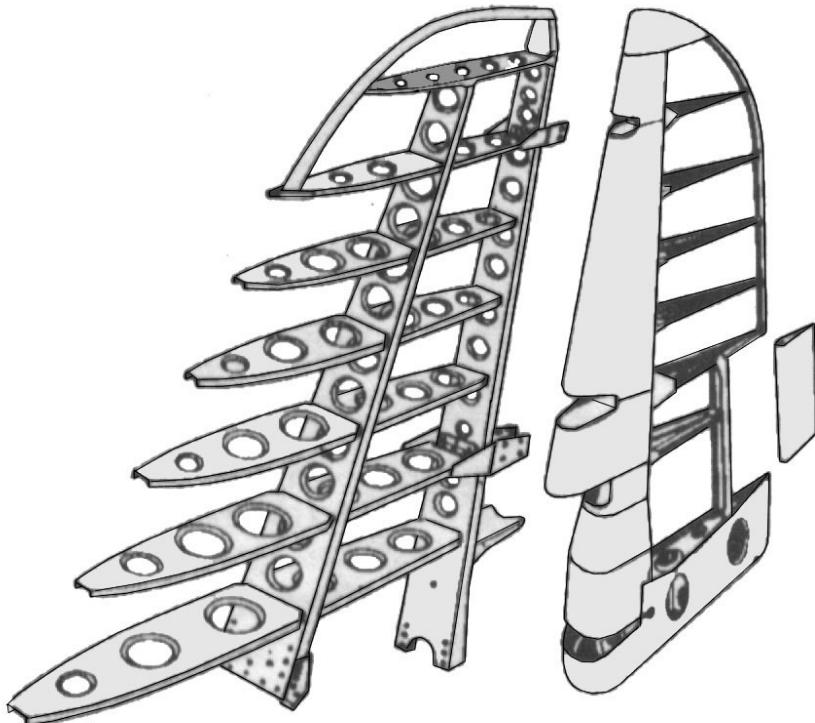
Руль высоты подвешен к заднему лонжерону стабилизатора на четырех узлах (по два на каждой стороне).

Киль крепится к фюзеляжу на двух узлах, на переднем и заднем лонжеронах.

Руль направления подвешивается на трех узлах.

Тrimmer руля направления крепится к рулю на шомполе и приводится в движение через гибкий валик, смонтированный в киле.

Trimmer руля высоты по креплению и управлению аналогичен с trimмером руля направления.



Силовой набор киля.

Управление самолетом

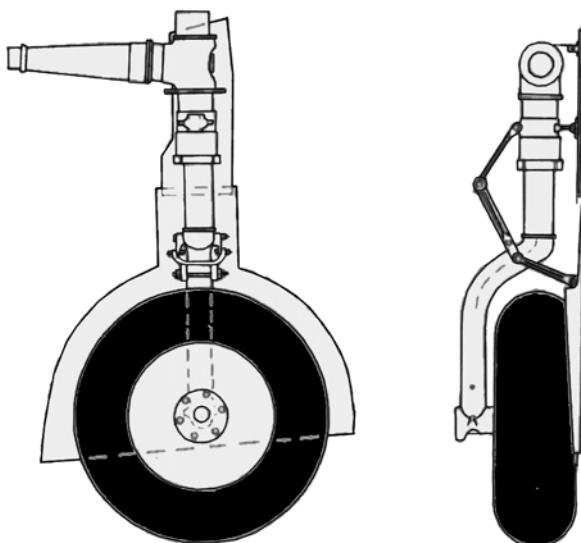
Система управления самолетом смешанного типа. В отличие от системы ручного управления Р-39 вся система ручного управления самолетом Р-63А выполнена из жестких тяг. Ножное управление тросовое. Управление триммерами рулей высоты и направления тросовое с цепями «Галля».

Закрылки имеют угол отклонения 45° , управление ими осуществляется при помощи электрической системы.

На ручке управления установлены две гашетки для стрельбы из пушки и пулеметов.

Углы отклонения ручки: вперед - 20° назад - $22^\circ 10'$, вправо - влево по $20^\circ 15'$ от нейтрального положения.

Шасси



Основная стойка шасси.

Принципиальная схема шасси самолета „Кингкобра“ та же, что и на самолете „Аэрокобра“.

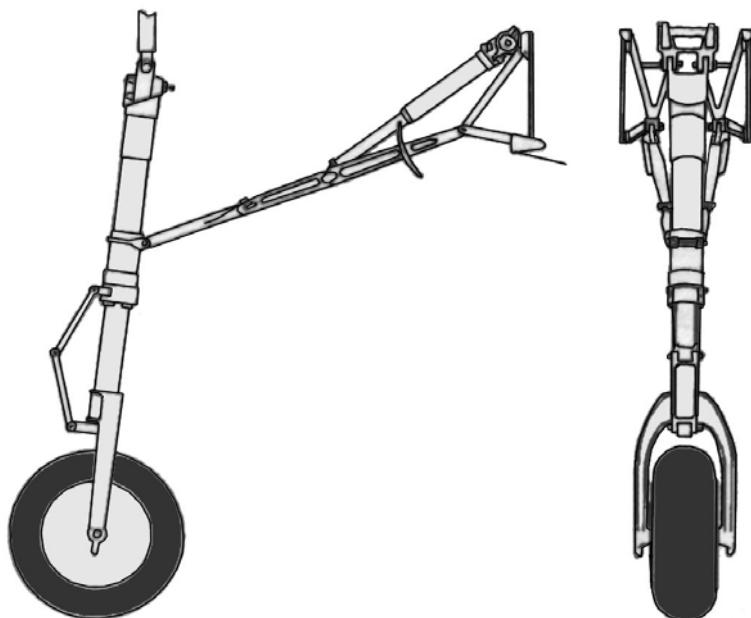
Трехколесное шасси, состоящее из двух основных и передней стойки, полностью и синхронно убирается в консоль крыла и носовую часть фюзеляжа. Управление шасси электрическое, осуществляется посредством мотора, расположенного в фюзеляже и связанного через редуктор и трубчатые валы с червячной передачей. Червяк приводит в движение стойку шасси через зубчатый сектор, жестко закрепленный на цапфе стойки. Передняя стойка шасси управляет через трубчатый вал от того же мотора, как и основные стойки. Вал вращает через пару конических шестерен винт-подъемник, присоединенный к ломающемуся подкосу передней стойки. На случай

отказа электромотора имеется аварийный ручной привод, рычаг которого расположен справа от сиденья летчика

Амортизаторы стоек масляно-воздушные фирмы «Кливленд», пневматик - фирмы «Тул». Стойки не имеют замков, так как ходовой винт передней стойки и червяки основных стоек являются самотормозящимися.

Время выпуска и уборки шасси - 7 сек.

Демпфер передней стойки помещается внутри цилиндра. Он снабжен терmostатическим клапаном, регулирующим размер отверстия для перетекания жидкости. Таким образом, изменение вязкости жидкости, связанное с изменением температурных условий, не отражается на работе демпфера.



Передняя стойка шасси.

Колеса.

Корпус переднего колеса цельнолитой со съемным бортом. Колесо смонтировано на конических роликоподшипниках с осью постоянного сечения. Пневматик шестислойный с гладким протектором.

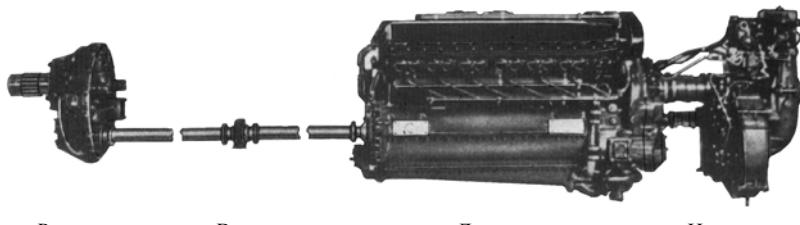
Корпуса основных колес цельнолитые со съемными бортами. Колеса также смонтированы на конических роликоподшипниках. Покрышка колес восьмислойная с узорным протектором. Для зимней эксплуатации покрышка снабжается металлическими шипами. Тормозная система гидравлическая, тормоза дисковые, так же как и самолете «Аэрокобра».

По сравнению с агрегатами тормозной системы самолета «Аэрокобра» конструкция некоторых агрегатов тормозной системы самолета Р-63А изменилась, в частности, тормозные цилиндры и стояночный тормоз.

Моторная установка

На самолете «Кингкобра» установлен мотор «Аллисон» V-1710-93 с длинным валом и вынесенным редуктором (редукция 2,23:1).

Между лапами мотора и лонжеронами фюзеляжа проложены резиновые прокладки. В каждой из четырех лап мотора имеется по два отверстия, так что к фюзеляжу мотор крепится восемью болтами. Мотор V-1710-93 отличается от мотора V-1710-85, установленного на последних моделях самолета «Аэрокобра» Р-39N-0, Р-39N-1, Р-39Q-1). повышенной высотностью и увеличением взлетной мощности.



| Марка мотора | Взлетная мощность (л. с.) | Номинальная мощность (л. с./м) | Боевая мощность (л. с./м) |
|--------------|------------------------------|-----------------------------------|------------------------------|
| V-1710-85 | 1200 | 1000/4280 | 1125/4740 |
| V-1710-93 | 1325 | 1000/5500 | 1150/6100 |

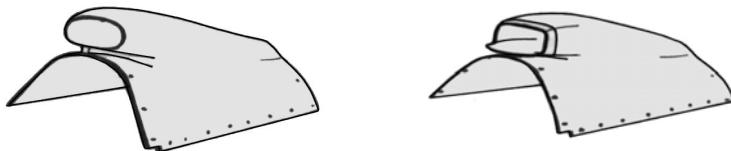
Мотор V-1710-93 имеет следующие особенности:

- 1) установлен дополнительный нагнетатель, расположенный позади мотора и являющийся первой ступенью наддува. Он приводится во вращение через гидромуфту, автомат которой обеспечивает переменное, увеличивающееся с высотой полета число оборотов крыльчатки. Второй ступенью наддува является обычный нагнетатель мотора «Аллисон» с передаточным числом 8,1:1 (вместо 9,6:1 у мотора V-1710-85);
- 2) установлен трехдиффузорный карбюратор типа РТ-ВЕ-9 вместо двухдиффузорного карбюратора РД-12К6;
- 3) установлен сетчатый масляный фильтр типа «Айрмейз» вместо масляного фильтра типа «Куно»;
- 4) осуществлен наддув в кожухи распределителей тока высокого напряжения и магнето с подводом воздуха от дополнительного нагнетателя.

Кроме обычного регулятора наддува типа РС-4, имеется регулятор дополнительного нагнетателя типа SC-3. Этот регулятор поддерживает заданную зависимость между давлением в анероиде и положением маслоприемника гидромуфты нагнетателя. Давление в анероиде соответствует давлению на входе в карбюратор, т. е. атмосферному плюс скоростной напор.

Длинный вал к редуктору мотора проходит в нижней части фюзеляжа, под сиденьем летчика. Посредине вал имеет разъем; соединение половин вала осуществляется специальной муфтой. Всасывающий патрубок карбюратора расположен позади

мотора. В нижней части его имеется козырек для слива пограничного слоя, так что скоростной напор на входе в карбюратор и к дополнительному нагнетателю затормаживается менее значительно в сравнении со скоростным напором на самолете «Аэрокобра». Внутри капота имеется сетчатый противопыльный фильтр, который при помощи электромотора перекрывает поток забираемого воздуха.



Схемы всасывающих патрубков первых и последних серий.

Холодный воздух поступает в карбюратор, пройдя предварительно противопыльный фильтр, и забирается через отверстие на правом борту фюзеляжа, закрытое сеткой. Тёплый воздух поступает в карбюратор из моторного отсека, пройдя предварительно через противопыльный фильтр. Потоком воздуха управляет специальная заслонка, которая приводится в действие из кабины.

Управление сектором газа блокировано с управлением шага винта (одна рукоятка).

Винт.

Винт четырехлопастной «Аэропродакт» типа А61-2SD1 с гидравлическим управлением изменения шага. Лопасти - стальные полые.

Диаметр винта—3,555 м.

Максимальная ширина лопасти — 282 мм.

Диапазон поворота лопастей—от 25° до 59°.

Максимальное число оборотов—1345 об/мин.

Давление в гидросистеме управления винтом до 80 кг/см².

Недостатком винта является то, что профилирование лопасти начинается на довольно большом расстоянии от втулки, что уменьшает рабочую поверхность винта.

Система охлаждения

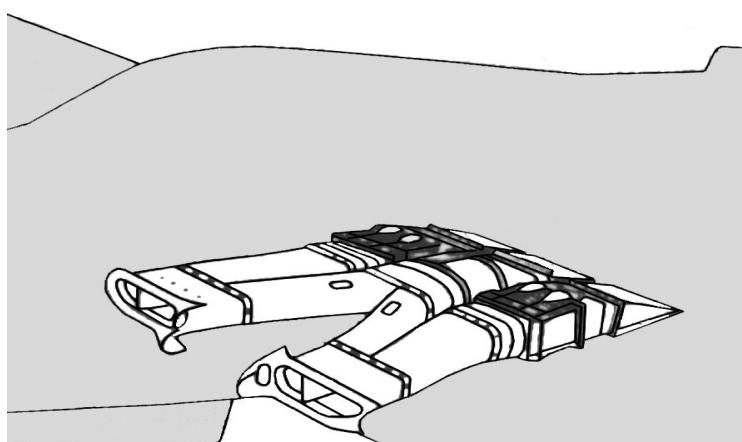


Схема воздушных каналов системы охлаждения.

Мотор охлаждается этиленгликолем.

Система охлаждения имеет следующие агрегаты: два прямоугольных пластинчатых радиатора; расположенных в центроплане позади переднего лонжерона; расширительный бачок в развале блоков передней части мотора; центробежную помпу в нижней части моторного отсека и трубопроводы.

Каждый радиатор подвешивается к центроплану на четырех эластичных подвесках.

Давление в системе – до 1,6 кг/см².

Емкость расширительного бачка – 5,7 л.

Емкость системы охлаждения – 49,1 л. (так же как и на самолете Р-39)

Площадь фронта радиаторов – 19,3 дцм².

В кабине имеется сигнальная лампа, которая загорается при повышенной температуре охлаждающей жидкости.

Маслосистема.

Маслосистема имеет следующие агрегаты: маслобак, расположенный в задней части фюзеляжа позади разъема; трубопровод, который идет от нижней части бака к V-образному сливному крану; трубопровод, который идет от сливного крана к моторной нагнетательной помпе, конструктивно выполненной заодно с мотором и нагнетающей масло в мотор, и отсасывающую помпу, также выполненную заодно с мотором и перекачивающую масло из мотора в маслорадиатор. Из маслорадиатора масло поступает обратно в маслобак.

В маслосистеме имеется клапан разжижения масла бензином с электроуправлением из кабины.

Маслобак изготовлен из магниевого сплава.

По данным фирмы, бак загружается маслом в зависимости от загрузки самолета горючим следующим образом:

28,7 л при запасе горючего 378,5 л

36,3 л -----401,2 л

51,8 л -----798,7 л

Маслорадиатор – овальной формы, расположен в центроплане между жидкостными радиаторами и имеет с ними общий тоннель. Заборники тоннелей радиаторов выведены в каждой половине центроплана в одно общее окно, разделенное перегородкой.

Заслонки (на выходе из тоннелей радиаторов) имеют электрическое управление, и их положение может регулироваться как автоматически от термостатов, так и в ручном режиме посредством переключения трехпозиционных тумблеров, расположенных на приборной доске.

Редуктор мотора имеет самостоятельную маслосистему.

Маслобачок этой системы расположен позади редуктора, емкость его 7,57 л.

Маслопомпа редуктора расположена в резервуаре рабочего масла винта и вращается вместе с винтом.

Бензосистема.

Бензосистема имеет следующие агрегаты: два мягких протектированных бензобака, расположенных в консолях крыла; подвесной бензобак у самолета в перегрузочном варианте; бензоманометр; две подкачивающие электробензопомпы; моторную бензопомпу; два бензинометра; карбюратор; заливной электронасос; две сигнальные

лампы и систему трубопроводов. Сигнальные лампы загораются при остатке 25% горючего в каждом бензобаке.

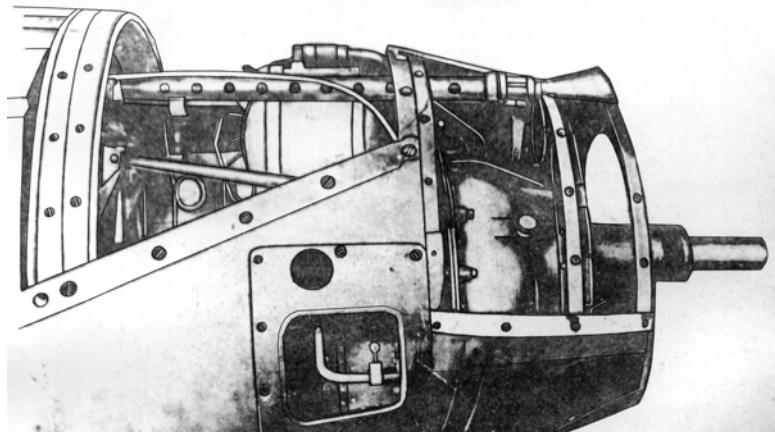
Бензобаки устанавливаются в крыле между лонжеронами на специальной подушке, которая раньше изготавливалаась из губчатой, пористой целлюлозы, позже замененной более эластичным, пенным составом «клиофоном». Поверх этой подушки накладываются листы «Виктори Боард», состоящего из полотна, пропитанного жидким стеклом. Эти же листы прокладываются и между стенками баков и каркасом крыла.

Сверху на бензобаки накладываются три листа «Виктори Боард» с отверстиями, соответствующими отверстиям в бензобаках. На эти листы кладутся девять полос «клиофоном», они закрываются силовой панелью, которая крепится к каркасу крыла болтами «Рид и Принс».

Сливной кран бензобака расположен под крылом. Распределительный кран бензосистемы находится на полу кабины слева от сиденья летчика. Управление им осуществляется рукояткой, которая может иметь следующие положения: «левый бак», «правый бак», «левый и правый», «дополнительный бак» и «выключено».

Нормальный запас горючего – 514 л. Максимальный запас горючего при установке подвесного бака – 800 л. Подвесной бак может в полете сбрасываться при помощи ручки, расположенной в кабине.

Вооружение



Носовая часть со снятыми капотами (вид справа).

Вооружение состоит из 37 мм пушки типа М-4, расположенной в передней части фюзеляжа и стреляющей через втулку винта, и двух синхронных пулеметов калибра 12,7 мм «Кольт-Браунинг» типа М-2.

В перегруженном варианте предусмотрена установка еще двух таких же подкрыльевых пулеметов с размещением в крыле патронных ящиков на 300 патронов каждый.

Предусмотрена также подвеска бомбы весом 227 кг (500 фн.). Управление стрельбой - электрическое от гашеток, смонтированных на ручке управления.

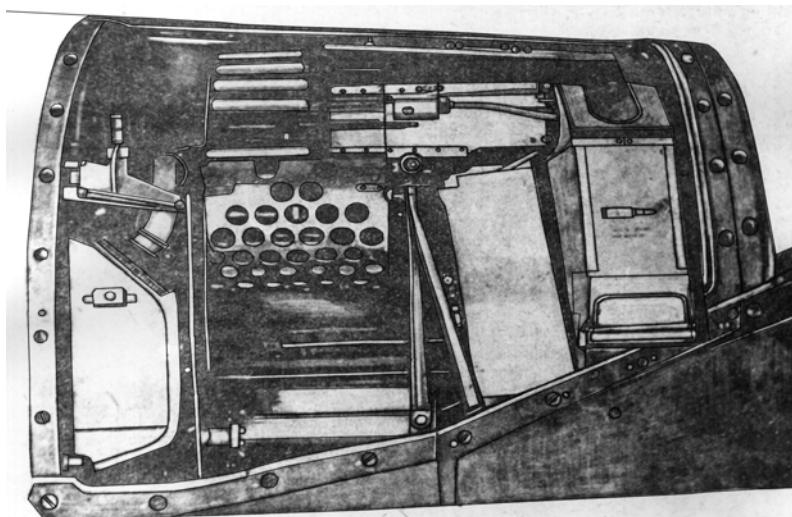
Пушка имеет пружинно-масляный накатник, боезапас - 30 снарядов. Начальная скорость снаряда - 610 м/сек. Скорострельность - 150 снар/мин. Лафет пушки крепится к передним наклонным частям лонжеронов фюзеляжа. Снаряды подаются из магазина, представляющего собой бесконечную ленту.

Перезарядка пушки - ручная.

Пулеметы также крепятся к лонжеронам фюзеляжа на переднем и заднем кронштейнах. Боезапас - по 200 патронов на пулемет.

Патроны находятся в патронных ящиках рядом с пулеметами. Гильзы и звенья через гильзозвенеоотводы попадают в нижнюю часть фюзеляжа. Перезарядка пулеметов - ручная.

Прицел - коллиматорный типа N3B.



Магазин пушечных снарядов и патронный ящик пулеметов (вид справа).

Броневая защита.

Броневая защита самолета состоит из двух бронеплит толщиной 6,35 мм, расположенных перед редуктором мотора и за маслобаком, бронеспинки с заголовником и переднего бронестекла. Последнее вставляется не за козырьком, как у самолета «Аэрокобра», а непосредственно вмонтировано в него, что устраняет запотевание бронестекла. Общий вес металлической брони составляет 46,8 кг, а у самолета «Аэрокобра»—88,6 кг.

Обогрев кабины

Кабина обогревается путем отвода части охлаждающего воздуха, прошедшего через радиатор, в трубу, проходящую по правому борту мотоустановки и входящую в кабину справа от сиденья летчика. Температура воздуха регулируется специальной ручкой, расположенной справа от сиденья, перед входом в трубу обогревателя. При помощи этого управления часть наружного воздуха, прошедшего через правый радиатор, отводится в трубу обогревателя. Для выпуска согретого воздуха ручка вытягивается, для выпуска холодного воздуха - вталкивается. Количество воздуха,

поступающего в кабину регулируется другой ручкой на выходной трубе обогревателя.

Радиооборудование.

На самолете Р-63А в хвостовой части фюзеляжа установлена приемопередающая радиостанция типа SCR-274-N. Щиток управления радиостанцией расположен в кабине летчика непосредственно под приборной доской.

Радиостанция крепится па четырех резиновых амортизаторах типа «Лорд». Доступ к ней осуществляется через лочки в левом и правом бортах самолета. Крышки этих лочек крепятся замками «Дзус». Радиостанция типа SCR-274-N состоит из трех независимых приемников типа BC-453-B, перекрывающих диапазоны частоты: от 3 до 6 мГц, от 7 до 9,1 мГц и от 190 до 550 кГц. Настройка производится поворотом большого настроичного циферблата при одновременной регулировке громкости ручкой «усиления громкости». Передатчик типа BC-457-A состоит из двух передатчиков, применяемых по отдельности; они заранее установлены на различные волны, диапазоны которых отмечены на самом передатчике.

Умформер производит постоянный ток напряжением в 600 в.

Кислородное оборудование.

В кислородную систему самолета Р-63А включены два кислородных баллона типа Д-1 (низкого давления), действующих через регулятор подачи типа А-12. Предусмотрены места для установки, в случае надобности, двух добавочных баллонов на правой стороне отсека вооружения фюзеляжа. Кислородный манометр, указатель протока кислорода и сигнальная лампочка давления кислорода сгруппированы на правой панели приборной доски. Кислородная маска летчика имеет штыковой резиновый соединитель, подходящий к выходному рожку регулятора.

Смешивание кислорода с воздухом и компенсация для разных высот происходят автоматически.

Основные конструктивные изменения самолета Р-63А по сравнению с самолетом Р-39 «Аэрокобра».

Из всех перечисленных конструктивных изменений, которые претерпел самолет Р-39 «Аэрокобра», основными являются: установка мотора «Аллисон» V-1710-93 с двухступенчатым нагнетателем; переход на двухлонжеронное крыло с ламинарным профилем NACA 66,2—116 у корня и 66,2—216 на конце, замена трехлопастного винта четырехлопастным винтом «Аэропродакт» и, начиная с модели Р-63А-8, впрыск воды в мотор для форсирования его на чрезвычайном боевом режиме.

Увеличены размеры планера, крыла, вертикального оперения, ширина колеи и база шасси.

Усилены узлы крепления хвостового оперения и шасси.

Расчетный полетный вес самолета «Кингcobra» почти не отличается от расчетного полетного веса самолета «Аэрокобра», несмотря на увеличение веса планера на 73 кг и веса винтомоторной группы на 163 кг.

Это достигнуто уменьшением полезной нагрузки с 880 до 652 кг. Уменьшение полезной нагрузки произведено путем снижения нормального запаса горючего, облегчения бронирования самолета и отнесения двух крыльевых пулеметов к перегрузочному варианту самолета.

Особенности, улучшающие летные и аэродинамические характеристики самолета Р-63А.

1. Ламинарный профиль крыла, дающий на малых углах атаки коэффициент сопротивления в два раза меньший, чем обычный профиль. Самолет Р-63, несмотря на большую площадь крыла (на $3,18 \text{ м}^2$), имеет общее сопротивление на 11 % меньше, чем самолет Р-39, у которого у корня симметричный профиль, а на конце—несущий, и на 6% меньше, чем самолет Р-51, имеющий тоже ламинарный профиль. Так как общее сопротивление и сопротивление крыла у Р-63 меньше, чем у Р-51, то и сопротивление всех остальных частей тоже меньше.
2. Установка мотора внутри фюзеляжа за кабиной летчика дает возможность создать хорошую форму носовой части, благодаря чему улучшается обзор вперед и вбок и снижается сопротивление фюзеляжа по сравнению с обычной установкой мотора впереди.
3. Установка радиатора внутри фюзеляжа с входными отверстиями в крыле снижает аэродинамическое сопротивление.
4. Обшивка толстыми, большого размера листами позволяет хорошо сохранить форму профиля и качество поверхности, что улучшает аэродинамическое качество крыла.

Выводы.

Компоновка самолета Р-63 так же как и компоновка самолета Р-39, существенно отличается от компоновки истребителей данного класса установкой мотора за кабиной летчика. Это принесло следующие преимущества:

1. Агрегаты самолета с наибольшим весом сгруппированы вблизи центра тяжести самолета, что уменьшило момент инерции самолета, следовательно, улучшило маневренные качества.
 2. Носовая часть фюзеляжа, освобожденная от моторной установки, имеет хорошую аэродинамическую форму и полностью использована для установки вооружения с компактным и удобным для эксплуатации размещением крупнокалиберной пушки и пулеметов.
 - 3 Отсутствие моторной установки в носовой части фюзеляжа дало возможность установить трехколесное шасси на одномоторном истребителе нормальной схемы.
 4. Размещение радиаторов в центроплане, выгодное с аэродинамической стороны, не усложнило системы охлаждения мотора, а наоборот, выполнено с небольшой длиной трубопроводов, также благодаря размещению мотора над центропланом.
 5. При пожаре в воздухе пламя горящего мотора не направлено в кабину летчика, что облегчает летчику, как посадку самолета, так и покидание его в воздухе.
 6. Своебразная конструкция передней части фюзеляжа, продиктованная компоновкой самолета, позволила разместить ряд агрегатов оборудования самолета на лонжеронах передней части фюзеляжа, что очень удобно как в производстве, так и в эксплуатации.
 7. Ввиду того, что рабочее сечение передней части фюзеляжа имеет небольшую строительную высоту (верхние полки лонжеронов фюзеляжа находятся на уровне пола кабины), конструктор имел возможность выполнить кабину летчика в виде отдельного агрегата и сделать в ней большие вырезы для дверей.
- Удельный вес передней части фюзеляжа получился несколько завышенным за счет небольшой строительной высоты, но это окупается удобством компоновки и эксплуатации самолета.

Размещение мотора за кабиной летчика позволило не иметь моторной рамы, как отдельного агрегата, однако вызвало необходимость усиления лонжеронов фюзеляжа в области установки мотора и усложнение в передаче мощности мотора на винт необходимостью установки длинного вала и установки независимо от мотора редуктора с его гидросистемой.

8. Самолет «Белл» P-63A по аэродинамическим характеристикам в сравнении с построенным ранее американскими и немецкими истребителями является более совершенным самолетом:

а) по своей летной характеристике он уступает немецкому истребителю Me-109G4 в отношении максимальной скорости на расчетной высоте на 9 км/час, что составляет всего лишь около 1,5%, а в отношении вертикальной скорости – на 2 м/сек на высоте 5000 м, что составляет 14%.

б) по маневренным свойствам в вертикальной плоскости на высоте 5000 м P-63A уступает самолету Me-109G4.

Лучшие летные и маневренные данные в вертикальной плоскости у самолета Me-109G4 объясняются значительно большей мощностью мотора и меньшим его полетным весом. Мощность мотора у Me-109G4 на высоте 6000 м равна 1360 л. с., а у самолета P-63A на высоте 6850 м – 1150 л. с. При установке на P-63A мотора в 1360 л.с. максимальная скорость его стала бы на 4,5%, а вертикальная – на 7% больше, чем у Me-109G4.

в) по маневренности в горизонтальной плоскости и по скорости пикирования P-63A имеет лучшие данные, чем самолет Me-109G4.

г) как по летным, так и по маневренным характеристикам P-63A превосходит немецкий истребитель Fw-190A4

Летные данные.

(по фирменной спецификации, полученной при полетном весе 3487,5 кг)

Максимальная скорость на боевом режиме (км/час) ----- 657

Посадочная скорость (км/час) ----- 139

Подъем на 6100 м (мин) ----- 5,4

Практический потолок (м) ----- 11900

Дальность полета при запасе горючего 380 л (км) ----- 870

Дальность полета при запасе горючего 800 л (км) ----- 1620

Длина и время разбега, и скорость отрыва

Полетный вес (кг) Длина разбега (м) Время разбега (сек) Скорость отрыва (км/час)

3738 315 14,7 160

4195 425 16,2 171

с двумя

подвесными

баками по 285 кг)

Длина и время пробега

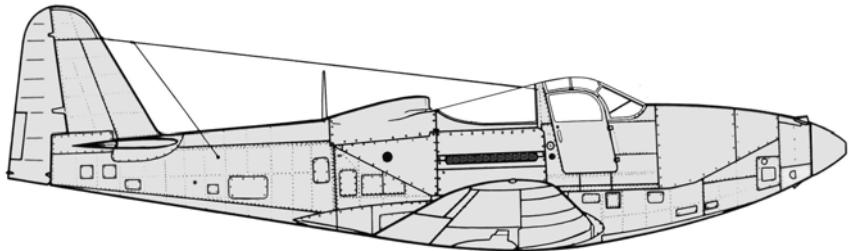
Посадочный вес (кг) Длина пробега (м) Время пробега (сек)

3465 530 21,6

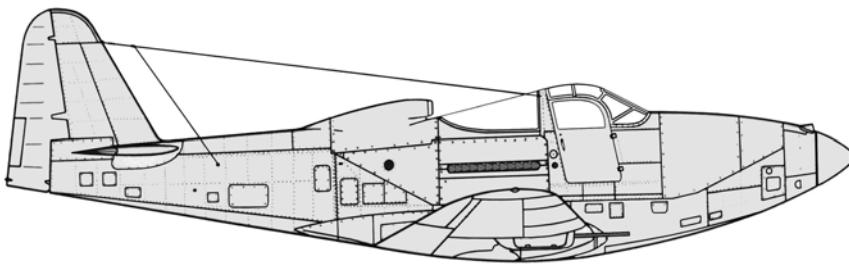
ОСНОВНЫЕ РАЗМЕРНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА Р-63А

| | |
|---|-----------|
| Размах (м)..... | 11,681 |
| Длина (м)..... | 9,957 |
| Высота (м)..... | 3,206 |
| Крыло | |
| Площадь (m^2)..... | 23,04 |
| Угол поперечного V (по верхней кромке крыла) | 3°40' |
| Стреловидность (по передней кромке) | 5°6' |
| Горизонтальное оперение | |
| Размах (м) | 4,04 |
| Площадь (m^2)..... | 4,22 |
| Угол установки стабилизатора | 2°45 |
| Угол отклонения руля высоты вверх | 35° |
| вниз | 15° |
| Вертикальное оперение | |
| Площадь (m^2) | 2,23 |
| Угол установки киля | 0° |
| Углы отклонения руля направления вправо и влево по..... | 30° |
| Шасси. | |
| Продольная база (м) | 3,280 |
| Ширина колеи (м) | 4,445 |
| Размер главных колес (мм) | 686 × 252 |
| Размер переднего колеса (мм) | 556 × 184 |

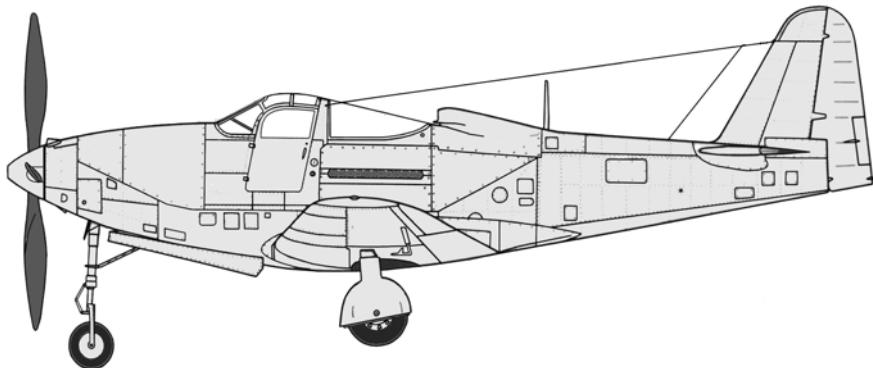
Модификации самолета P-63.



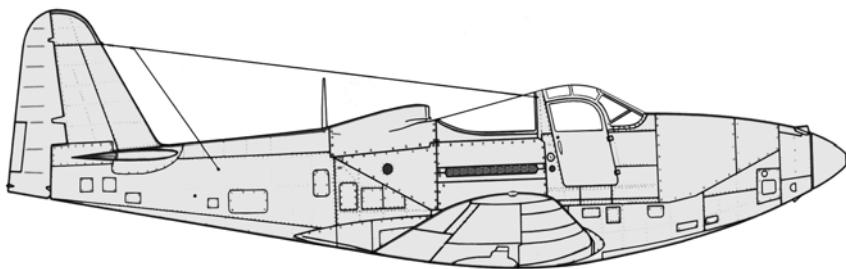
P-63A



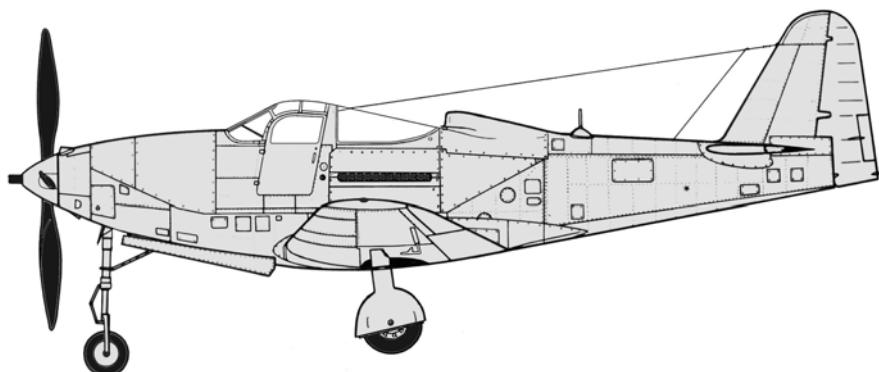
P-63A-1



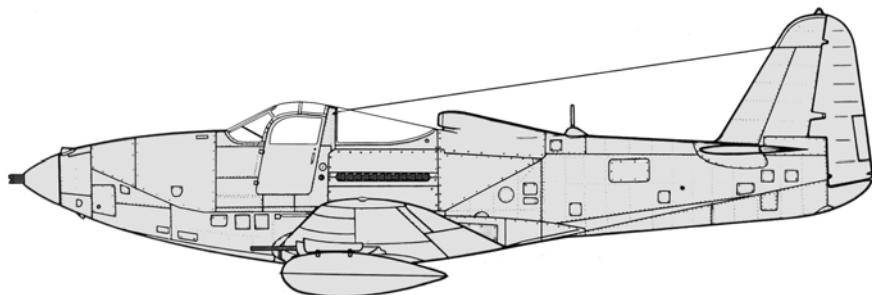
P-63A-6



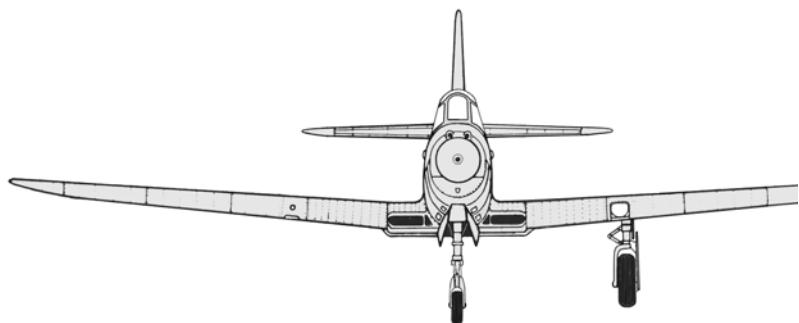
P-63A-6



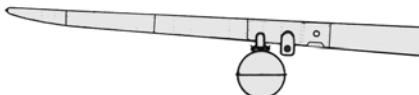
P-63A-9



P-63C



P-63 (вид спереди).



Правая консоль P-63С.



P-63A

ЧАСТЬ 3

ОПИСАНИЕ

МОДИФИКАЦИЙ САМОЛЕТОВ Р-39 и Р-63

С МОТОРАМИ АЛЛИСОН V-1710

И ОСОБЕННОСТИ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ



P-39 Q

**ОСНОВНЫЕ ОТЛИЧИЯ САМОЛЕТА Р-63 «КИНГКОБРА»
ОТ САМОЛЕТА Р-39 «АЭРОКОБРА».**

Самолет Р-63 «Кингкобра» представляет собой дальнейшее развитие самолета Р-39 «Аэрокобра».

Общая компоновка самолета Р-63 та же, что и самолета Р-39. В сравнении с самолетом Р-39 самолет Р-63 имеет следующие изменения:

1. Увеличены геометрические размеры самолета.
2. Ширина колеи шасси увеличена с 3,45 м для самолетов Р-39 до 4,38 м—для самолетов Р-63.
3. Установлено крыло ламинарного профиля с удлинением 5,93.
4. Улучшена центровка самолета за счет сдвига крыла назад.
5. Установлен модернизированный мотор «Аллисон» с двухступенчатым нагнетателем серий V-1710-93 или V-1710-117, за счет чего улучшены летно-тактические данные самолета.
6. Установлен электрически управляемый противопыльный фильтр.
7. Произведена автоматизация управления винтомоторной группой.

**ОСНОВНЫЕ РАЗЛИЧИЯ САМОЛЕТОВ Р-39 «АЭРОКОБРА»
ПО СЕРИЯМ**

Одним из основных отличий различных модификаций самолетов Р-39 является установка на них модифицированных моторов «Аллисон» V-1710.

В таблице указаны обозначения модификаций самолетов Р-39, принятые в BBC США, и установленных на них моторов «Аллисон» V-1710.

| Название самолета «Аэрокобра» | Обозначение серий самолетов | Обозначение моторов принятое в BBC США | Обозначение моторов принятое фирмой «Аллисон» |
|-------------------------------------|---|--|---|
| | P-39D, P-39D-1, P-39F, P-39C. | V-1710-35 | V-1710-E4 |
| | P-39K-1, P-39L-1, P-39D-2, | V-1710-63 | V-1710-E6 |
| | P-39M-1 | V-1710-83 | V-1710-E18 |
| | P-39N, P-39N-1, P-39N-5, | V-1710-85 | V-1710-E19 |
| | P-39Q-1, P-39Q-5, P-39Q-10, P-39Q-15, P-39Q-20, P-39Q-21, P-39Q-25 и P-39Q-30 | | |

Модификации с Р-39D по Р-39Q-5 с вооружения сняты (по данным на 1946г.).

Самолет P-39Q-10

Самолет P-39Q-10 в сравнении с самолетом P-39Q-5 имеет следующие изменения:

1. Установлены бензобаки №3 и №4. Емкость крыльевых бензобаков доведена до 120 ам. галл. (450 л).
2. Установлен сливной кран для слива масла из картера редуктора винта.
3. Снята антибледенительная система винта.
4. Произведено усиление киля, оказавшееся недостаточно эффективным. Поэтому на всех самолетах P-39 до серии Q-30 включительно, находящихся в строевых частях ВВС, усиление киля произведено согласно технологии ЦАГИ.
5. Установлен маслобак с поворотным заборником, обеспечивающим бесперебойное питание мотора маслом при пикировании и фигурных полетах.
6. Установлено объединенное управление дросселем карбюратора и регулятором оборотов винта, вследствие чего изменение числа оборотов винта происходит синхронно по мере изменения наддува мотора.
7. Установлены морозостойкие резиновые уплотнительные кольца в стойках шасси.
8. Установлен анероидный клапан в расширительном бачке охлаждающей жидкости.
9. Установлены упругие подвески мотора типа "Лорд".
10. Установлен V-образный самоконтрящийся кран слива масла.
11. Усиlena противопожарная перегородка.
12. На траверсах амортизаторов шасси установлены усиленные болты.
13. Поставлены усиливающие накладки шпангоута крепления редуктора винта.

Самолет P-39Q-15

1. Установлен усиленный стабилизатор, оказавшийся недостаточно прочным, по данным статических испытаний в ЦАГИ.

В частях ВВС произведено усиление стабилизатора, согласно технологии ЦАГИ (на всех самолетах P-39 до серии Q-21 включительно).

2. Увеличена толщина верхней обшивки крыла.
3. Установлен демпфер «шимми» улучшенной конструкции, позволяющий применять зимой и летом морозостойкую жидкость AN-VV-0-366.

Самолет P-39Q-20

1. Сняты сигнальные огни снизу правой плоскости.
2. Горловина расширительного бачка удлинена для облегчения заполнения системы охлаждения.
3. Увеличена толщина бронеплиты сзади пилота с 6,4 мм до 9,5 мм.
4. Установлены усиленные триммеры рулей направления и высоты и флетнеры элеронов.
5. Установлены деревянные ухваты для подвесного бензобака.
6. Улучшены упругие подвески мотора типа "Лорд" путем установки дополнительных резиновых втулок на болты крепления мотора

Самолет P-39Q-21

1. Трехлопастной винт «Аэропродакт» типа A-632S-C4 заменен четырехлопастным винтом типа A-642S-D1 того же диаметра.

2. Добавлены конденсаторы в электросхему для устранения радиошумов.

Самолет P-39Q-25

- Усиlena хвостовая часть фюзеляжа путем увеличения толщины обшивки и постановки дополнительных накладок в углах люков для радиостанции.
- На всех находящихся у нас самолетах Р-39 до серии Q-21 включительно усиlena хвостовая часть фюзеляжа согласно технологии ЦАГИ.
- Установлен усиленный стабилизатор с расчетной нагрузкой 8500 фунтов (3 850кг).
- Улучшена амортизация приборной доски путем установки фетровых и резиновых ограничителей.
- Бронезаголовник заменен бронестеклом.

Самолет P-39Q-30

- Четырехлопастной винт $d=3,531$ м заменен трехлопастным $d = 3,360$ м.
- Усилены крыльевые стыковочные болты за счет изменения материала.
- Деревянные ухваты для подвесного бензобака заменены металлическими.
- Фотокинопулемет типа N-2 заменен фотокинопулеметом типа N-6.

ОСНОВНЫЕ РАЗЛИЧИЯ САМОЛЕТОВ Р-63 «КИНГКОБРА» ПО СЕРИЯМ.

Выпущенные фирмой «Белл» (США) самолеты Р-63 серий А и серий С в основном отличаются установкой на них модифицированных моторов «Аллисон» V-1710. В таблице указаны обозначения модификаций самолетов Р-63 и установленных на них моторов «Аллисон» V-1710.

| Название самолета | Обозначения серий самолетов | Обозначение моторов | |
|-------------------|---|-------------------------|---------------------------|
| | | принятое в ВВС США | принятое фирмой «Аллисон» |
| „Кингкобра“ | P-63A-1, P-63A-5, P-63A-6, P-63A-7, P-63A-8, P-63A-9, и P-63A-10 P-63C-1 и P-63C-5 | V-1710-93 V-1710-117 | V-1710-E11 V-1710-E21 |

(Приведены отличительные особенности позднейших модификаций самолетов Р-63, начиная с серии А-7).

Самолет P-63A-7.

- Поставлен самоконтрящийся сливной кран на маслобаке редуктора винта.
- Регулятор подачи кислорода поднят с пола на уровень руки летчика, что облегчает управление регулятором и улучшает управление аварийным выпуском шасси.
- Усилен стабилизатор постановкой по заднему лонжерону дополнительных уголков и подкрепляющих профилей.

- Усиленна нижня обшивка носової часті фюзеляжу, впереди створок носової амортизаторки. Поставлены дополнительные уголники и заклепки.
- Изменена конструкция подшипника (в центроплане) у разъема шлицевого валика управления закрылками. Вместо жестко ориентированного подшипника установлен качающийся подшипник, допускающий небольшой перекос валика.
- Усилены кронштейны створок носовой амортизаторки.
- Для улучшения доступа к болтам крепления дополнительного нагнетателя прорезаны отверстия в лонжеронах фюзеляжа.
- В носовой части фюзеляжа установлены два дополнительных кислородных баллона.
- Обшивка триммеров рулей поворота и высоты подкреплена дополнительными винтами.

Самолет Р-63А-8.

- Установлено оборудование для впрыска в цилиндры мотора водоспиртовой смеси.
- Для улучшения аэродинамики по стыку законцовки крыла проложена резиновая прокладка.
- Предусмотрена подвеска протектированного бензобака емкостью в 64 ам. галл. (241 л) под фюзеляжем и двух не протектированных - под крыльями общей емкостью в 65 ам. галл. (245 л).
- Усилен кронштейн крепления концевого выключателя уборки носового колеса.

Самолет Р-63А-9.

- Толщина бронеплиты сзади пилота увеличена с 6,4 мм до 9,5 мм.
- Вместо пушки М-4 с 30 снарядами установлена пушка М-4Е3 с 58 снарядами.
- Установлен контрабалансир руля высоты.
- Дюралевая труба управления рулем высоты в моторном отсеке заменена стальной.
- Дюралевая вертикальная тяга от педали к квадранту управления рулем поворота заменена стальной.

Самолет Р-63А-10.

- Установлен механический сбрасыватель подвесных бензобаков.
- Поставлен стальной шпангоут крепления редуктора винта.
- Усилены лонжероны хвостовой части фюзеляжа, но этого усиления оказалось недостаточно, поэтому на всех самолетах Р-63 до серии А-10 включительно, находящихся в частях ВВС, произведено дополнительное усиление хвостовой части фюзеляжа согласно технологии ЦАГИ.
- Установлены усиленные кожухи квадрантов управления рулем поворота.
- Бронезаголовник заменен бронестеклом.
- Увеличен угол отклонения элеронов вверх и вниз до 17° вместо 15°.

Самолет Р-63С-1.

- Установлен мотор «Аллисон» V-1710-117 вместо мотора «Аллисон» V-1710-93 на сериях А.
- Установлен дополнительный подфюзеляжный гребень.

3. Изменена наружная форма всасывающего патрубка карбюратора по типу NACA.

Самолет P-63C-5.

1. Установлен новый перекрывной бензокран типа «Паркер».
2. Установлены морозостойкие шланги маслосистемы и системы охлаждающей жидкости типа «Гудрич».
3. Поставлены уплотнительные кольца демпфера «шимми» с натуральной резины вместо колец из синтетической резины.

ОСНОВНЫЕ РАЗЛИЧИЯ МОТОРОВ «АЛЛИСОН».

Основные отличия последних модификаций моторов «Аллисон» от мотора V-1710-35 заключаются в следующем:

V-1710-63.

1. Передаточное число редуктора равно 2:1 (вместо 1,80:1).
2. Установлена одна паразитная шестерня в передаче от редуктора к редуктору винта (с левой стороны) и вторая паразитная шестерня—в передаче от редуктора к гидропомпе (с правой стороны).
3. Изменена установка форсунки для смазки шестерен редуктора. Новая установка обеспечивает возможность легкого демонтажа форсунки в процессе эксплуатации, тогда как на моторе V-1710-35 для демонтажа форсунки необходимо было разбирать картер редуктора. Пробка для извлечения форсунки находится над крышкой масляного фильтра.
4. Установлена форсунка для смазки зубьев шестерни привода крыльчатки нагнетателя.
5. Увеличены размеры главной и передней откачивающих маслопомп мотора с целью увеличения их производительности.
6. Диаметр отверстия входного штуцера нагнетающей маслопомпы мотора увеличен с 1,5 дюйма (38,1 мм) до 2,0 дюйма (50,8 мм).
7. Магнито серий 10-8038-3 заменено серией 10-25225-1, имеющей мелкие конструктивные отличия.
8. Модель карбюратора PD-12K2 заменена моделью PD-12K6, имеющей конструктивные отличия.

V-1710-83.

Эта модификация аналогична V-1710-63 с одним отличием: передаточное число к нагнетателю увеличено с 8,8:1 до 9,61:1.

V-1710-85.

Эта модификация аналогична V-1710-83 с одним отличием: передаточное число редуктора равно 2,23:1 вместо 2:1.

Регулятор постоянства наддува фирмы “Delko Romy” установлен на моторах V-1710-83 и V-1710-85, на остальных моделях моторов регулятор либо установлен, либо обеспечена возможность его установки.

V-1710-93

Основные размеры этой модификации мотора одинаковы с V-1710-85, отличие состоит в следующем:

1. Сзади мотора установлен дополнительный нагнетатель в виде отдельного агрегата. Привод к крыльчатке дополнительного нагнетателя осуществляется с помощью гидромуфты с передаточным числом 6,85:1.

За счет установки дополнительного нагнетателя увеличилась высотность мотора до 6830 м на боевом режиме.

2. Установлено магнето «Сцинтилла» серии 10-25225-9, работающее с наддувом: сжатый воздух при помощи трубы подводится из улитки дополнительного нагнетателя к головкам распределителя тока высокого напряжения, чем устраняется возможность попадания масла на контакты распределителя.

3. Двухдиффузорный карбюратор типа PD-12K6 заменен трехдиффузорным типа РТ-13Е9.

4. Мотор оборудован сетчатым маслофильтром типа «Аэромейз» вместо маслофильтра «Куно». Кроме того, на дополнительном нагнетателе установлен второй маслофильтр «Аэромейз», несколько меньшего размера, чем на моторе.

V-1710-117

Эта модификация аналогична V-1710-93. Отличие состоит лишь в том, что передаточное число к дополнительному нагнетателю увеличено с 6,85:1 до 7,23:1, за счет чего увеличилась высотность мотора с 6830 м до 7600 м на боевом режиме.

Кроме того, карбюратор типа РТ-13Е9 заменен карбюратором типа РТ-13Е10, имеющим незначительные конструктивные изменения.

ОСНОВНЫЕ ДЕФЕКТЫ, ВЫЯВЛЕННЫЕ В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ, ПРИЧИНЫ ДЕФЕКТОВ И МЕРОПРИЯТИЯ ПО ИХ УСТРАНЕНИЮ.

По моторам «Аллисон» V-1710.

Дефект: Обрыв шатунов.

Причина: Одной из причин обрыва шатунов является чрезмерное форсирование моторов и перегрев их в полете.

Мероприятия: 1. Не допускать превышения оборотов и давления наддува, как по величине, так и по времени работы мотора на данном режиме.

2. Стого соблюдать температурные режимы моторов.

Дефект: Разрушение коренных подшипников коленчатого вала

Причины: 1. Наличие пыли и грязи в масле мотора.

2. Чрезмерное форсирование моторов и перегрев их в полете.

3. Эксплуатация моторов на пониженном давлении масла.

4. Недостаточное или чрезмерное разжижение масла бензином.

Мероприятия: 1. Смену масла производить в летних условиях на аэродромах с травяным покровом через 10 часов работы мотора, а на пыльных — через 5 часов. Зимой на аэродромах со снежным покровом менять масло через 20 часов. Всасывающие патрубки и выхлопные коллекторы закрывать специальными крышками.

2. Не превышать температурный режим моторов сверх допустимых пределов. Не превышать обороты и наддув выше допустимых по величине и времени.

3. На эксплуатационном режиме мотора не допускать падение давления масла ниже 65 фунт/дюйм².

4. Выполнять Инструкцию по разжижению масла бензином и не допускать падения давления масла при этом ниже 35 фунт/дюйм².

Дефект: Разрушение приводов нагнетателя на моторах «Аллисон» V-1710-85.

Причины: 1. Конструктивная недоработка привода нагнетателя с передаточным числом 9,6:1.

2. Попадание песка и пыли в систему всасывания и в улитку нагнетателя.

3. Резкое изменение режимов работы мотора.

4. Запуск мотора без предварительного подогрева (зимой) или проба непрогретого мотора.

Мероприятия: 1. При пробе мотора, рулежке и взлете на пыльных аэродромах обязательно включать противопыльный фильтр.

2. При монтаже и демонтаже карбюратора или съемке заднего супфера для чистки принимать особые меры предосторожности от возможного попадания посторонних предметов в улитку нагнетателя. Всасывающий патрубок карбюратора на стоянках обязательно закрывать специальной подушкой или крышкой.

3. Запуск моторов «Аллисон» V-1710 при температуре окружающей среды ниже минус 5° производить только после предварительного подогрева винтомоторной группы. При прогреве и пробе моторов избегать режимов тряски и резких переходов на повышенные обороты.

Дефект: Обрыв болтов крепления соединительной пластины центрального смесепровода на моторах «Аллисон» V-1710-83—85.

Причина: Конструктивная недоработка крепления центрального смесепровода.

Мероприятие: На всех моторах «Аллисон» V-1710-85 существующий центральный смесепровод должен быть заменен модифицированным смесепроводом типа «Вентури», имеющим более надежное крепление на моторе.

Дефект: Выбивание масла из первого коренного подшипника коленчатого вала через переднюю крышку картера мотора.

Причина: Неправильная установка и обрез торца выводной трубки супфлера мотора.

Мероприятие: На самолетах Р-39 «АэроКобра» трубка супфлера мотора должна выступать за обшивку фюзеляжа на 19 мм и обрез торца трубы должен быть параллелен обшивке фюзеляжа.

Дефект: Ослабление посадки трубы супфлера выносного редуктора в корпусе супфлера и выпадание ее в картер редуктора.

Причина: Конструктивная недоработка супфлера выносного редуктора.

Мероприятие: 1. Осмотр и проверку посадки трубы супфлера выносного редуктора производить через каждые 25 часов работы мотора.

2. При ослаблении посадки трубы последнюю необходимо припаять к корпусу супфлера серебряным припоем, предварительно сняв шабером кадмиеевое покрытие трубы в месте пайки.

Дефект: Продольный люфт вала винта.

Причина: Отворачивание упорной гайки заднего подшипника вала винта вследствии среза контрящего штифта при неосторожной установке ствола пушки.

Мероприятие: Соблюдать особую предосторожность и не допускать ударов о контрящий штифт при вводе ствола пушки во внутреннюю полость вала винта. После установки пушки убедиться в целости контрящего штифта и в случае его повреждения заменить.

По самолету Р-39 «АэроКобра»

Дефект: Скручивание хвостовой части фюзеляжа и деформация обшивки.

Причина: Недостаточная жесткость хвостовой части фюзеляжа.

Мероприятия: 1. На всех самолетах Р-39 «Аэрокобра» до серии Q-21 включительно в частях ВВС произведено усиление хвостовой части фюзеляжа согласно технологии, разработанной ЦАГИ. Усиление состоит из следующих элементов:

- а) двух усиливающих (правой и левой) накладок по бокам хвостовой части фюзеляжа вокруг люков для радиостанции;
- б) двух планок (правой и левой) для подкрепления верхних стрингеров фюзеляжа;
- в) двух косынок (правой и левой) под узлы крепления переднего лонжерона стабилизатора к фюзеляжу;
- г) двух планок для усиления левой балки носовой части фюзеляжа.

2. На всех самолетах Р-39 «Аэрокобра» до серии Q-30 включительно при обнаружении деформации обшивки должно быть произведено вторичное усиление хвостовой части фюзеляжа.

Произвести дополнительное усиление хвостовой части фюзеляжа на всех учебно-тренировочных самолетах Р-39 «Аэрокобра» независимо от их состояния и серии.

Дефект: Деформация и разрушение хвостового оперения.

Причина: Недостаточная прочность хвостового оперения.

Мероприятия: 1. На всех самолетах «Аэрокобра» до серии Q-21 включительно произведено усиление стабилизатора по чертежам и технологии ЦАГИ.

Усиление состоит из следующих элементов:

- а) двух дюралевых накладок (сверху и снизу) по полкам переднего лонжерона стабилизатора. Накладки ставятся поверх обшивки стабилизатора;
- б) дюралевой накладки с отбортованными полками по стенке переднего лонжерона стабилизатора в зоне выреза под киль;
- в) дополнительных дюралевых угольников, приклепанных к полкам заднего лонжерона стабилизатора;
- г) подкрепляющих дюралевых стоек, поставленных с внутренней стороны стенки заднего лонжерона;
- д) два передних стрингера заменяются профилями более мощного сечения;
- е) средние узлы подвески руля высоты усиливаются дополнительными накладками, поставленными поверх обшивки;
- ж) в крайних кронштейнах подвески руля высоты две заклепки заменяются стальными болтами диаметром 6 мм.

2. Произведено усиление киля по чертежам и технологии ЦАГИ.

Усиление киля состоит в следующем:

- а) носок киля усиливается постановкой сверху обшивки дополнительного обтекателя;
- б) вводится дополнительная (3-я) точка крепления киля к фюзеляжу;
- в) полки переднего и заднего лонжеронов усиливаются постановкой дополнительных угольников;
- г) дюралевые заклепки крепления стыковых узлов заднего лонжерона заменяются стальными болтами;
- д) средний узел подвески руля направления усиливается дополнительными накладками, поставленными поверх обшивки;
- е) в верхнем узле подвески руля направления две крайних заклепки заменяются стальными болтами.

Дефект: Разрушение в полете левой половины руля высоты.

Причина: Чрезмерное отклонение летчиками триммера руля высоты на различных режимах полета и особенно при пикировании.

Мероприятия: 1 Ограничена скорость пикирования до 420 миль/час (675 км/час) по прибору.

2. Ограничено отклонение триммера руля высоты вверх тремя градусами. Ползунок-ограничитель хода штурвала «от себя» должен быть на земле закреплен на второе деление указателя положения триммера.

Дефект: Износ дюоралевой тяги руля высоты под направляющими роликами у задней лапы крепления мотора.

Причина: Неточность в установке кронштейна роликов (перекос) и отсутствие необходимой эластичности их для поглощения вибрации тяги в полете.

Мероприятие: Дюоралевые направляющие ролики должны быть заменены специальными роликами из пластмассы.

Дефект: Срез болтов крепления траверс основных амортизаторов шасси.

Причина: Слишком большая глубина прорези в головке болта.

Мероприятия: 1. Снять, осмотреть болты для определения трещин вокруг головки и замерить глубину прорези в головке, которая не должна превышать $3,54 \pm 0,25$ мм.

2. Дефектные болты должны быть заменены новыми болтами.

Дефект: Разрушение упругих подвесок мотора типа «Лорд».

Причина: Недостаточная прочность стальной серьги, являющейся составной частью конструкции резиновых подвесок мотора.

Мероприятия: 1. После каждого полета необходимо проверять зазор между лапами крепления мотора и лонжероном фюзеляжа, который должен быть равным $6,35 \pm 0,8$ мм. Уменьшение зазора указывает на разрушение подвесок мотора.

2. При отсутствии на складах подвесок улучшенного типа поврежденные подвески необходимо заменить текстолитовыми прокладками, вставив для усиления в лонжероны алюминиевые бруски (опорные блоки).

Дефект: Трещины и поломки шпинделя основных амортизаторов шасси.

Причины: 1. Неправильное руление на самолете, резкое торможение при большой скорости руления, крутые развороты.

2. Грубые посадки.

Мероприятия: 1. Категорически запрещаются развороты самолета на месте и крутые развороты при рулении.

2. Не допускать руления на повышенных скоростях и резких торможений при пробеге и рулежке, особенно торможения одного колеса.

3. Установить тщательное наблюдение за состоянием шпинделя.

4. Не допускать грубых посадок.

Дефект: Выход из строя тормозных дисков.

Причины: 1. Перегрев дисков при резком и длительном торможении.

2. Несоблюдение рекомендованных зазоров между дисками.

Мероприятия: 1. Не допускать резких и длительных торможений, пользоваться тормозами только в крайней необходимости, избегая частых и бесцельных торможений.

2. Соблюдать следующие, рекомендованные зазоры:

а) на новых тормозах суммарный зазор в дисках должен быть равен 0,76 мм (0,03 дюйма);

б) для тормозов, бывших в эксплуатации короткое время, зазор должен быть в пределах 0,76—1,01 мм (0,03—0,04 дюйма);

в) максимально допустимый зазор равен 1,52 мм (0,06 дюйма).

Дефект: Ослабление заклепочных швов в следующих местах:

а) по силовым балкам фюзеляжа отсеков кабины пилота и вооружения;

- б) по противокапотажной раме;
- в) по переднему лонжерону центроплана и лонжеронам крыла в зоне крепления амортизаторской основного шасси;
- г) по ребру атаки крыла и киля;
- д) по полу кабины пилота и шпангоуту крепления редуктора;
- е) по верхним узлам крепления хвостовой части фюзеляжа;
- ж) по обшивке хвостовой части фюзеляжа снизу и в местах усилений.

Причины: 1. Длительная эксплуатация самолетов на ограниченно пригодных аэродромах.

- 2. Чрезмерные перегрузки, создаваемые в полете при выполнении пилотажа,
- 3. Грубые посадки.

Мероприятия: 1. Вести тщательное наблюдение за состоянием заклепочных швов.

2. Вести наблюдение за состоянием заклепок уголков и подкрепляющих косынок шпангоута крепления редуктора.

3. Не допускать грубых посадок и чрезмерных перегрузок в полете.

По самолету Р-63 «Кингcobra»

Дефект. Трешины и поломки крышек квадрантов ножного управления.

Причина. Недостаточная прочность.

Мероприятия: 1. На самолетах Р-63 серий А-7, А-8 и А-9 крышки квадрантов ножного управления должны быть заменены новыми, усиленными фирмой.

2. При отсутствии усиленных крышек квадрантов ножного управления должно быть произведено следующее усиление указанных крышек:

а) поверх крышки установить стальной хомут толщиной 1,6 мм (0,064 дм.); хомут крепится к крышке теми же болтами, которыми крепится крышка к полу кабины; под головки 4 передних болтов, крепящих крышку к полу, должны быть подложены стальные шайбы толщиной 3 мм;

б) сверху задней части крышки установить усиливающую коробчатую накладку, изготовленную из стали марки «10» толщиной 1 мм; коробчатую накладку прикрепить к крышке при помощи 4 заклепок диаметром 3 мм и тех болтов, которыми крышка крепится к полу кабины.

Дефект. Обрыв дюралевых хомутов крепления расширительного бачка системы охлаждения.

Причина. Недостаточная прочность хомутов.

Мероприятия. Дюралевые хомуты крепления расширительного бачка должны быть заменены стальными.

Дефект. Течь гидросмеси через уплотнительные кольца пустотелого валика демпфера «шимми» передней амортизаторской шасси.

Причина. Разведение уплотнительных колец, изготовленных из синтетической резины, гидросмесью AN-VV-0-366, залитой в демпфер.

Мероприятия. Произвести замену уплотнительных колец демпферов, изготовленных из синтетической резины, на кольца нового образца из натуральной резины.

Проверить уровень гидросмеси в демпфере «шимми».

Дефект. Срыв в воздухе щитков колес основного шасси.

Причина. Ослабление контргайки и самопроизвольное отворачивание хвостовика крепления щитка в полете.

Мероприятия. На всех самолетах Р-63 должны быть изготовлены и установлены контровочные шайбы контргайки хвостовика крепления щитка.

Дефект. Деформация и разрушение хвостовой части фюзеляжа.

Причина. Недостаточная жесткость силового набора и обшивки хвостовой части фюзеляжа, в особенности в местах вырезов под радиостанцию.

Мероприятия. На всех самолетах Р-63 до серии А-10 включительно должно быть произведено усиление хвостовой части фюзеляжа согласно технологии ЦАГИ.

- а) с обеих сторон фюзеляжа устанавливаются 4 дюоралевых накладки;
- б) с обеих сторон фюзеляжа устанавливаются два дюоралевых профиля и две дюоралевые ленты;
- в) с обеих сторон под стабилизатором устанавливаются 2 стальных профиля;
- г) стык хвостовой части с фюзеляжем сверху перекрывается двумя дюоралевыми накладками, а снизу—двумя стальными;
- д) на нижней обшивке фюзеляжа внутри устанавливаются 2 профиля, крепящиеся заклепками к обшивке и к лонжеронам фюзеляжа;
- е) с обоих боков фюзеляжа внутри, между основными шпангоутами, устанавливаются подкрепляющие уголки, крепящиеся заклепками к обшивке фюзеляжа;
- ж) с обоих боков фюзеляжа, между подкрепляющими внутренними угольниками устанавливаются стрингеры из дюоралевых угольников;
- з) в хвосте фюзеляжа под стабилизатором устанавливаются 2 полуспангоута, крепящиеся заклепками к обшивке фюзеляжа;
- и) в отсеке маслобака устанавливаются 2 дюоралевых профиля, являющиеся окантовкой люка фюзеляжа под маслобак;
- к) на внутреннюю сторону крышки люка для радиоустановки с правой стороны фюзеляжа устанавливается дюоралевый угольник;
- л) на верхней панели под стабилизатором устанавливаются 4 дюоралевых профиля.

Дефект. Поломки ушкового болта дюоралевой вертикальной тяги, соединяющей педаль с качалкой руля поворота.

Причины: 1. Недостаточная прочность дюоралевой тяги и ушкового болта.

2. Невыдерживание расстояния от центра отверстия подшипника до основания гайки в том месте, где она соприкасается с концами тяг.

Мероприятия: 1. На всех самолетах Р-63 серии А-7 дюоралевая тяга должна быть заменена стальной с ушковым болтом диаметром 6,5 мм.

2. Отрегулировать ушковый болт таким образом, чтобы были сохранены расстояния:

а) между центрами отверстий подшипников (общая длина тяги)—383,4 мм;

б) между центром отверстия каждого подшипника до основания гайки (в том месте, где она соприкасается с концом тяги) -28,5 мм.

Дефект. Отказ в работе системы суфлирования маслобака.

Причина. Образование льда и закупорка суфлерных трубопроводов маслобака.

Мероприятие. На всех самолетах Р-63 до серии А-10 включительно суфлерный трубопровод маслобака должен быть переделан в соответствии с Указанием Главного инженера ВВС Красной Армии № 410.

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТОВ Р-39 И Р-63, ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ УКАЗАНИЯ ПО ТЕХНИКЕ ПИЛОТИРОВАНИЯ ОГРАНИЧЕНИЯ И ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ УКАЗАНИЯ. ПО САМОЛЕТАМ Р-39Q-21. Р-39Q-25. Р-39Q-30

Последние серии самолета Р-39: Q-21, Q-25 и Q-30 имеют более переднюю центровку и отличаются по технике пилотирования от самолетов Р-39 предшествующих серий следующим:

- а) в процессе выполнения всех фигур высшего пилотажа на ручке управления возникают тянувшие усилия, что значительно уменьшает опасность непроизвольного, перетягивания ручки и срыва в штопор;
- б) штопор характеризуется большой неравномерностью вращения; периодически через каждые 1/2-3/4 витка: на левом штопоре наблюдаются резкие остановки вращения и переходы из левого в правый крен, на правом - резкие выходы из крена. Угол наклона самолета, так же, как и на предшествующих сериях самолетов Р-39 непостоянен и колеблется в процессе каждого витка;
- в) увеличение неравномерности вращения самолета на штопоре, а также наличие больших переменных нагрузок на ручке и педалях привело к более заметным непроизвольным броскам верхней части корпуса и головы летчика к бортам и к верху кабины. Эти броски могут привести к ударам о выступающие металлические части конструкции фонаря кабины и вызвать серьезные ушибы головы и потерю сознания летчиком.

Мероприятия:

1. Во всех строевых частях, УТАПах и школах, имеющих на вооружении самолеты Р-39, выполнение штопора на самолете Р-39 производить последовательно, начиная со срыва с немедленным выводом после срыва и, далее, до 1/2, до 1-го и 2-х витков штопора. Преднамеренный срыв в штопор производить только с горизонтального полета.

2. С целью уменьшения неравномерности вращения самолета на штопоре и предотвращения ударов головы летчика о металлические переплеты фонаря кабины:

- а) отключить на всех самолетах Р-39 внешние половинки флетнеров на элеронах; для отключения необходимо снять тяги, идущие к внешним половинам флетнеров, и неподвижно закрепить последние к элеронам при помощи соединительных накладок;
- б) произвести обивку выступающих частей конструкции фонаря кабины губчатой резиной;

в) использовать зимний отечественный шлемофон в качестве обязательного головного убора для всех летчиков, летающих на самолетах Р-39 «Аэрокобра».

В целях предупреждения летных происшествий на самолетах Р-39 «Аэрокобра», связанных с неправильным пользованием триммером руля высоты, влекущим за собой разрушение руля высоты, надлежит:

- 1. Ограничить скорость пикирования до 420 миль/час (675 км/час).
 - 2. Ограничить отклонение триммера руля высоты вверх тремя градусами, что соответствует делению «минус 2» на указателе положения триммера в кабине; ползунок-ограничитель хода штурвала «от себя» должен быть на земле закреплен на второе деление указателя положения триммера.
 - 3. В полете придерживаться следующих правил пользования триммером руля высоты:
 - а) на взлете штурвал выбирать «на себя» на три деления;
 - б) при выполнении фигур и пикировании штурвал отдавать «от себя» на два деления (до ограничителя);
 - в) на посадке штурвал выбирать «на себя» на пять делений.
 - 4. Во избежание появления тряски хвостового оперения не допускать перетягивания ручки управления на виражах и разворотах, а при появлении признаков тряски немедленно отдавать ее от себя, переведя самолет на меньшие углы атаки.
- Для предотвращения случаев потери сознания летчиками при выводе из пикирования нельзя допускать резких движений рулем высоты. Необходимо ручку выбирать плавно, следя за тем, чтобы перегрузки не доходили до величин, вызывающих

потемнение в глазах. При первом же появлении этого признака необходимо отдавать ручку от себя.

Перед вводом самолета в пикирование самолет должен быть сбалансирован триммером руля высоты на скорости 230 миль/час. При этом на скоростях пикирования выше 300 миль/час по прибору, возникают давящие усилия на ручку, которые увеличиваются с ростом скорости и на максимально допустимой скорости пикирования 420 миль/час достигают величины 20 кг. Поэтому для удержания самолета в пикировании приходится ручку отжимать от себя, а при выводе из пикирования соблюдать особую предосторожность, выводя самолет из пикирования постепенным отпусканием ручки с одновременным удержанием ее от чрезмерного ухода на себя.

При производстве полетов на самолетах Р-39 «Аэрокобра» всех серий установить повседневное наблюдение и контроль за состоянием обшивки, фюзеляжа и хвостового оперения.

Самолеты (в том числе усиленные по технологии ЦАГИ и фирмой), на которых будет обнаружена деформация обшивки фюзеляжа и хвостового оперения, от полетов немедленно отстранять и передавать в мастерские для ремонта и усиления их по технологии и чертежам, дополнительно разработанным ЦАГИ.

В школах и УТАПах учебно-тренировочные самолеты Р-39 «Аэрокобра» всех серий, независимо от их состояния, усилить по чертежам и технологии ЦАГИ (дополнительно к усилениям, уже проведенным по технологии ЦАГИ и на сериях Q - 25 и Q-30 - фирмой).

Задняя центровка и недостаточная продольная устойчивость являются характерными для всех серий самолетов Р-39 «Аэрокобра» и производство полетов на них требует применения компенсирующих грузов (балласта).

Предельно допустимой задней центровкой, обеспечивающей нормальную эксплуатацию самолета Р-39 всех серий, считать 30% САХ.

Для обеспечения нормальных эксплуатационных центровок загрузка самолетов Р-39 всех серий должна быть следующей:

а) вооружение—трехточечное (одна пушка калибра 37 мм и два синхронных пулемета калибра 12,7мм);

б) боекомплект—30 шт. снарядов для 37-мм пушки и 400 шт. патронов для двух 12,7-мм пулеметов;

в) горючее — оба бака полностью залиты:

120 ам. галл (454 л)—на сериях D-2. K-1, L-1, M-I, Q-10, Q-15, Q-20, Q-21, Q-25 и Q-30;

87 ам. галл. (328 л)—на сериях N-0, N-1 и N-5;

110 ам. галл. (415 л) на серии Q-5

г) масло—в баке мотора не более 7,5 ам. галл. (28,5л), баке редуктора—2 ам. галл. (7,6 л);

д) радиооборудование

первый вариант (основной)—устанавливаются один приемник типа ВС—454А, один передатчик типа ВС-457А и радиополукомпас типа МН-26М(У);

размещение объектовadioоборудования на самолете и их монтаж производить в этом случае согласно специальным инструкциям;

второй вариант—устанавливаются: один приемник типа ВС-454А и один передатчик типа ВС-457А;

этот вариант осуществляется на самолетах, не оборудованных под установку радиополукомпаса;

третий вариант—устанавливаются один передатчик типа ВС-457А и радиополукомпас типа ММ-26М(У); этот вариант является временным и должен заменяться основным (первым).

Установкуadioоборудования по второму и третьему вариантам производить согласно указанию Главного инженера ВВС Красной Армии № 89 от 13 мая 1944г.

Кроме того, необходимо снять с самолетов следующие бронеплиты, имеющие незначительную эффективность броневой защиты:

а) на самолетах Р-39 до серии Q-5 включительно—бронеплиту за маслобаком весом 13,3 кг;

б) на самолетах Р-39 серий Q-10, Q-15, Q-20, Q-21, Q-25 и Q-30 бронеплиту за маслобаком толщиной 6 мм, весом 7,6 кг, три бронеплиты за карбюратором толщиной 8 мм весом 16,7 кг и две дюралевых плиты с боков карбюратора толщиной 8 мм, весом 5,6 кг.

Остальные бронеплиты, установленные на самолетах, должны быть оставлены.

Для сохранения нормальных эксплуатационных центровок впереди аккумулятора обязательно установить балласт.

1. На самолетах, имеющих радиооборудование по первому (основному) и третьему варианту:

а) на сериях до Q-5 включительно—21,0 кг,

б) на серии Q-10—31,0 кг,

в.) на сериях Q-15 и Q-20—56,0 кг.

2. На самолетах, имеющих радиооборудование по второму варианту:

а) на сериях до Q -5 включительно балласт не устанавливать,

б) на серии Q-10—10 кг,

в) на сериях Q-15 и Q-20—35 кг.

3. На самолетах серий Q-21, Q-25 и Q-30, имеющих радиооборудование по первому варианту, фирмой установлен впереди аккумулятора следующий балласт:

а) на самолетах серии Q -21—15 кг,

б) на самолетах серии Q-25—21 кг,

в) на самолетах серии Q-30—71 кг.

4. На самолетах, имеющих балластные плиты впереди аккумулятора, необходимо проверить их вес и довести до указанного выше. В случае отсутствия балластных плит необходимо установить их впереди аккумулятора и укрепить болтами.

5. Категорически запретить снятие балласта и всякое перемещение грузов без особого на то разрешения. Запрещается загружать самолет инструментом, чехлами и другими предметами, не входящими непосредственно в боевое оборудование самолета.

6. В случае выхода из строя четырехлопастных винтов «Аэропроп» диаметром 3,53 м на самолетах серии: Q-21 и Q-25 и отсутствия запасных однотипных винтов—разрешается на эти самолеты устанавливать трехлопастные винты «Аэропроп» такого же диаметра, обязательно устанавливая при этом впереди аккумулятора балластные плиты общим весом 60 кг и заменяя двухкулачковую шайбу синхронизатора трехкулачковой.

По самолетам Р-63А-7, Р-63А-8, Р-63А-9, Р-63А-10

1. На самолетах Р-63 «Кингcobra» по причине недостаточной жесткости имеются случаи деформации и разрушения в воздухе хвостовой части фюзеляжа.

Впредь до усиления фюзеляжа на самолетах Р-63 серий А-7, А-8, А-9 и А-10 выполнение бочек и штопора запретить.

При выполнении остальных фигур высшего пилотажа движения рулей должны быть плавными.

2. На самолетах Р-63 серии А-7 полеты запретить впредь до замены вертикальной дюралевой тяги педалей ножного управления стальной с усиленным ушковым болтом, а также до замены кожухов квадрантов ножного управления усиленными кожухами (согласно указанию Главного инженера ВВС Красной Армии № 220 от 10 марта 1945 г.).

По самолетам Р-63А-7, Р-63А-8, Р-63А-9, Р-63А-10, Р-63С-1, Р-63С-5.

На самолетах Р-63 «Кингкобра», усиленных по чертежам и технологии ЦАГИ (серии А-7, А-8, А-9, А-10) и на самолетах с подфюзеляжным килем и усилением, произведенным фирмой «Белл» (серии С-1, С-5), разрешается выполнение всех фигур высшего пилотажа, в том числе штопора не более двух витков, при следующей загрузке самолета:

- а) фюзеляжное вооружение и боекомплект полностью находится на самолете;
- б) заправка масла в маслобак не превышает 9,6 ам. галл. (36,2 л);
- в) бронеплиты (весом 16 кг) за маслобаком сняты;
- г) хвостовая часть фюзеляжа не загружена инструментом, чехлами и другими предметами, не входящими непосредственно в боевое оборудование самолета.

При тренировке на штопор соблюдать строгую последовательность и методичность, допуская вначале только срывы в штопор. После отличного освоения летчиком техники пилотирования на самолете Р-63 штопор допускать последовательно до одного, а затем до двух витков.

На выходе из штопора необходимо придерживаться следующей последовательности в даче рулей: дать ногу в сторону, обратную штопору, до отказа, затем через пол - витка в момент опускания носа самолета отдать ручку полностью и энергично от себя. С указанной выше загрузкой самолет после двух витков выходит из штопора с запаздыванием не более одного витка. Общая потеря высоты при этом с выводом из пикирования в горизонтальный полет в среднем составляет 800-900 м.

Разрешить на самолетах Р-63 «Кингкобра» всех серий пикирование до следующих предельно-допустимых скоростей по прибору:

С высоты 10000 футов—460 миль/час.

С высоты 15000 футов до 10000 футов—450 миль/час.

С высоты 20000 футов до 15000 футов—400 миль/час.

С высоты 25000 футов до 20000 футов—350 миль/час.

С высоты 30000 футов до 25000 футов—300 миль/час.

С высоты 35000 футов до 30000 футов—250 миль/час.

Применяемые топлива

| Мотор | Основное топливо | Топливо-заменитель |
|-----------------|-----------------------|-----------------------|
| V-1710-85(Е-19) | марка октановое число | марка октановое число |
| V-1710-93(Е-11) | Б-100 100 | 4Б-78 95 |
| V-1710-117Е-21) | | |

В школах, училищах и УТАПах для учебно-тренировочных полетов разрешается применять топливо 4Б-78 с октановым числом не ниже 95 со следующими ограничениями режимов:

- а) Запрещается использование чрезвычайного и боевого режимов.
- б) Снизить наддув на взлетном режиме до 48 дм.рт.ст. при 3000 об/мин и положении рычага регулятора качества смеси «полное обогащение» (Full rich).
- в) Снизить наддув на номинальном режиме до 39,5 дм.рт.ст. при 2600 об/мин и положении рычага регулятора качества смеси «автоматическое обогащение» (Auto rich).

Применяемые масла

| мотор | импортное масло | | | | отечественное масло | | | |
|------------|-----------------|------------------------|------------|---------------|---------------------|-------|---------------------------------|--|
| | для мотора | для редуктора | для мотора | для редуктора | для мотора | зимой | летом | зимой |
| V-1710-85 | летом | зимой | летом | зимой | летом | зимой | летом | зимой |
| | Импорт. | Импорт. | V-3587 | FN-VV- | МК | МС | 52%МК | 70%МЗС |
| | летнее | проме- жуюч- ное | | 0-366 | | | +48% | +30% |
| | | | | | | | веретен- ного 3 (по весу) | транс- форма- торного (по весу) |
| V-1710-93 | Импорт | Импорт | AN-0-3 | AN-0-3 | - | - | то же | то же |
| | летнее | проме- жуюч- ное | | среднее | легкое (черное) | | | |
| V-1710-117 | то же | то же | то же | то же | - | - | - | - |

На масле МК максимально-допустимая температура масла на входе в мотор 85° С и рекомендуемая температура в пределах 65-80° С.

На масле МС максимально допустимая температура масла на входе в мотор 75° С и рекомендуемая—в пределах 60-70° С.

На импортном промежуточном масле максимально допустимая температура масла на входе в мотор 75° С и рекомендуемая—в пределах 60-70° С.

Применяемые охлаждающие жидкости

В качестве охлаждающей жидкости для мотора «Аллисон» V-1710-85 могут применяться:

- американский престон или зерекс,
- английский гликоль,
- американский антифриз состава 80% гликоля + 20% воды,
- отечественный этиленгликоль,
- антифриз В-2,
- вода.

Давление в системе охлаждения, определяемое натяжением пружины редукционного клапана, может быть различным, в зависимости от вида применяемой жидкости:

- а) в случае применения высококипящих жидкостей—американского «престона» и «зерекса», английского гликоля или отечественного этиленгликоля - в редукционном клапане должна быть установлена пружина, отрегулированная на давление 3 фунт/дюйм² (0,21 ат);

б) в случае применения американского антифриза состава 80% гликоля и 20% воды (застывает при температуре около минус 40° С) в редукционном клапане должна быть установлена пружина, отрегулированная на 15 фунт/дюйм² (1,05 ат).

При применении охлаждения антифризом В-2 или водой необходимо:

а) установить редукционный клапан на давление 21,2 фунт/дюйм² (1,5 ат);

б) тщательно проверить всю систему охлаждения на герметичность, подтянув хомуты дюритовых соединений;

в) иметь в виду, что в случае негерметичности нижнего уплотнения гильзы цилиндра с блоком антифриз или вода из блока будут проникать в картер мотора, поэтому в процессе эксплуатации необходимо следить, чтобы антифриз не попадал в масло;

г) в полете держать температуру антифриза или воды не выше 115°С, допуская лишь в крайнем случае, кратковременно (на взлете при наборе высоты до 3000 м) не выше 120° С.

Примечание. На самолетах Р-39Q-10, где установлены редукционные клапаны в расширительном бачке двойного действия, отрегулированные на избыточное давление 8 фунт/дюйм² (0,56 ат), при эксплуатации на антифризе допускать температуру антифриза не выше 105° С.

Моторы «Аллисон» V-1710-93 и 117 охлаждаются этиленгликолем с температурой кипения 160° С у земли и 120° С на высоте 10000 м.

Емкости бензобаков

Р-39Q-10, Р-39Q-15, Р-39Q-20, Р-39Q-21, Р-39Q-25, Р-39Q-30

120 ам. галл. (450 л)

Р-63A-7, Р-63A-8, Р-63A-9

136 ам. галл. (514 л)

Р-63A-10, Р-63C-1, Р-63C-5

132 ам. галл. (499 л)

Емкости маслобаков

Р-39Q-10, Р-39Q-15, Р-39Q-20, Р-39Q-21, Р-39Q-25, Р-39Q-30,

Р-63A-7, Р-63A-8, Р-63A-9, Р-63A-10, Р-63C-1, Р-63C-5

моторный бак – 52 л

бак редуктора – 7,6 л

Рекомендуемое соотношение количества масла и бензина для заправки
самолетов Р-63

| Задание | Количество бензина | Количество масла |
|-------------------------------|-----------------------|------------------------|
| Нормальный полет | 380 л (100 ам. галл.) | 29 л (7,6 ам. галл.) |
| Полет с повышенной дальностью | 514 л (136 ам. галл.) | 36,5 л (9,6 ам. галл.) |
| Дальний полет | 797 л (211 ам. галл.) | 52 л (13,7 ам. галл.) |

Количество заливаемого масла в зависимости от количества заливаемого горючего
на самолетах Р-39

Количество горючего ам. галл.— 86 104 161 120 195

Количество масла, ам. галл.— 6,2 7,4 11,5 8,6 13,8

Примечания: 1. Данное соотношение горючего и масла необходимо соблюдать только при продолжительных полетах (перелет по трассе, перебазирование и т. д.).

2. При боевых и тренировочных полетах на пилотаж заливать масло в моторный маслобак более 7,5 ам. галл. категорически запрещается, так как большая заправка смещает центр тяжести самолета назад, что ухудшает продольную устойчивость самолета и не исключает возможности срыва его в штопор при незначительной ошибке летчика.

Давление масла и бензина и температурный режим моторов
«Аллисон» V-1710-35—63—83—85

| Режимы | Температура °C | | | | Давление фунт/дюйм ² | |
|--------------------------------------|---------------------|-------|--|-------------|------------------------------------|--------------|
| | сорт масла | | | | масла | бензина |
| охлаждающе- й жидкости | импортное летнее | МС | МС, импортное промежу- точное | в моторе | в редукторе | |
| Максимальное | 125 | 90 | 85 | 75 | 80 | 190 16 |
| Рекомендуемые | 105-115 | 70-85 | 65- | 50-70 | 65-75 | 70-125 12-16 |
| Минимальные | 85 | 40 | 80 | 35 | 65 | 70 12 |
| Давление масла и бензина на малом | — | — | — | — | 15 | 15 10 |

Давление масла и бензина и температурный режим мотора
«Аллисон» V-1710-93

| Режимы | Температура °C | | | Давление фунт/дюйм ² | | |
|------------------------------|---------------------|---------------------------------|----------|---------------------------------|---|-------------|
| | сорт масла | | | масла | | бензина |
| охлаждаю- щей жидкости | импортное летнее | импортное промежу- точное | в моторе | в редукто- ре | в дополн- ительном нагнетате- ле | |
| Максимальный | 125 | 90 | 75 | 85 | 190 | 65 18 |
| Рекомендуемый | 105-115 | 70-85 | 50-70 | 65-75 | 70-125 | 50-60 12-17 |
| Минимальный | 85 | 40 | 35 | 65 | 70 | 45 12 |
| На малом газе | — | — | — | 15 | 15 | 15 10 |

Перевод английских мер в метрические

| Высота | | Скорость | | Объем | | Давление | | Давление масла и бензина | | Вертикальная скорость | |
|--------|------|----------|-----|-------|------|----------|------|--------------------------|------|-----------------------|-----|
| фут | м | миль | км | амер | л | дм | мм | фнт | кг | фут | м |
| | | час | час | гал | | рт | рт | дм | см | мин | сек |
| 50 | 15 | 100 | 161 | 5 | 19 | 10 | 254 | 1 | 0,07 | 100 | 0,5 |
| 100 | 30 | 110 | 177 | 10 | 38 | 12 | 305 | 2 | 0,13 | 200 | 1 |
| 150 | 45 | 120 | 193 | 20 | 76 | 14 | 356 | 3 | 0,20 | 300 | 1,5 |
| 250 | 75 | 130 | 209 | 30 | 113 | 16 | 407 | 4 | 0,27 | 400 | 2 |
| 500 | 150 | 140 | 225 | 40 | 151 | 18 | 458 | 5 | 0,33 | 500 | 2,5 |
| 1000 | 305 | 150 | 241 | 50 | 189 | 20 | 508 | 10 | 0,67 | 600 | 3 |
| 1600 | 455 | 160 | 258 | 60 | 227 | 22 | 559 | 12 | 0,80 | 700 | 3,5 |
| 2000 | 610 | 180 | 290 | 70 | 265 | 24 | 610 | 14 | 0,93 | 800 | 4 |
| 3000 | 915 | 190 | 306 | 80 | 303 | 26 | 661 | 15 | 1,00 | 900 | 4,5 |
| 4000 | 1220 | 200 | 322 | 90 | 341 | 28 | 712 | 16 | 1,07 | 1000 | 5 |
| 5000 | 1525 | 220 | 354 | 100 | 378 | 30 | 762 | 18 | 1,20 | 1200 | 6 |
| 6000 | 1830 | 240 | 386 | 110 | 416 | 32 | 813 | 20 | 1,32 | 1400 | 7 |
| 8000 | 2440 | 250 | 402 | 120 | 454 | 34 | 864 | 30 | 2,00 | 1600 | 8 |
| 10000 | 3050 | 260 | 418 | 130 | 492 | 36 | 915 | 40 | 2,70 | 1800 | 9 |
| 12000 | 3660 | 280 | 450 | 140 | 530 | 38 | 966 | 50 | 3,30 | 2000 | 10 |
| 14000 | 4270 | 300 | 483 | 150 | 568 | 40 | 1016 | 55 | 3,70 | 2200 | 11 |
| 16000 | 4880 | 320 | 515 | 160 | 606 | 42 | 1067 | 60 | 4,00 | 2400 | 12 |
| 18000 | 5490 | 340 | 547 | 170 | 644 | 44 | 1118 | 65 | 4,30 | 2600 | 13 |
| 20000 | 6100 | 360 | 579 | 180 | 681 | 46 | 1169 | 70 | 5,70 | 2800 | 14 |
| 22000 | 6710 | 380 | 611 | 200 | 757 | 48 | 1220 | 75 | 5,00 | 3000 | 15 |
| 24000 | 7320 | 400 | 644 | 220 | 833 | 50 | 1270 | 80 | 5,30 | | |
| 26000 | 7930 | 420 | 676 | 240 | 908 | 52 | 1321 | 85 | 5,70 | | |
| 28000 | 8540 | 440 | 708 | 260 | 984 | 54 | 1372 | 90 | 6,00 | | |
| 30000 | 9150 | 450 | 724 | 280 | 1060 | 56 | 1423 | 100 | 6,70 | | |
| | | | | 300 | 1136 | 58 | 1470 | | | | |
| | | | | | | 60 | 1524 | | | | |

1 дюйм = 25,4 мм; 1 имперский галлон = 4,5 литра;

1 фут = 0,305 м; 1 американский галлон = 3,8 литра;

1 миля = 1,61 км; 1 фут/мин = 1/200 м/сек;

1 фунт = 0,454 кг; 1 фунт/дюйм² = 1/15 кг/см².

Перевод метрических мер в английские:

1 метр = 3,28 фута; 1 м/сек = 200 фут/мин;

1 километр = 0,621 мили; 1 кг/см² = 15 фунт/дюйм²;

1 кг = 2,2 фунта; 1 м² = 10,75 фут².

| | | | | | | | |
|-----------------------------|-----------------|-------------------|--------------------|----------------|----------------------|--------------------|----------------|
| Самолет | Харрикейн 11 | Томагаук P-40C | Киттихаук P-40E | Спитфайр VB | Аэрокобра P-39D-2 | Кингcobra P-63A | Спитфайр IX |
| Дата поставки или испытаний | ноябрь 1941 | октябрь 1941 | июль 1942 | июнь 1943 | апрель 1942 | 1944 | ноябрь 1944 |

| Мотор | Роллс-Ройс | Аллисон | Аллисон | Роллс-Ройс | Аллисон | Аллисон | Роллс-Ройс |
|-------------------------------------|------------|-----------|-----------|------------|-----------|-----------|------------|
| | Мерлин-XX | V-1710-33 | V-1710-39 | Мерлин-46 | V-1710-35 | V-1710-93 | Мерлин-66 |
| Взлетная | 1280 | 1055 | 1150 | 1115 | 1135 | 1325 | 1325 |
| Взлетный вес (нормальный), кг | 3170 | 3390 | 3840 | 2920 | 3556 | 3738 | 3292 |
| Максимальная скорость, км/ч | | | | | | | |
| у земли | 427 | 445 | 450 477* | 480 | 472 493* | 483 514* | 494 528* |
| | 522 | 545 | 549 575* | 578 | 557 585* | 612 620* | 614 628* |
| на высоте, м | 5500 | 4860 | 4600 4750 | 6700 | 3950 4200 | 8600 7250 | 6600 6500 |
| Время полета высоту 5 км, мин | 7.2 | 7.0 | 7.8 | 7.1 | 6.4 | 7.6 5.9* | 4.4 4.0* |
| Время виражка на высоте 1000м, с | 19—20 | 18 | 19.2 | — | 17.7—18.7 | 20.5 | 17.5 |
| Вооружение: | | | | | | | |
| пушки | — | — | — | 2×20 | 1×20 | 1×37 | 2×20 |
| пулеметы | 8×7.7 | 2×12.7 | 6×12.7 | 4×7.7 | 2×12.7 | 2×12.7 | 4×7.7 |
| | | 4×7.62 | | | 4×7.62 | | |

- На боевом режиме работы мотора.



P-63

Несмотря на все сложности эксплуатации «Кобр» Покрышкин продолжал воевать на Р-39. Он знал про все трудности, с которыми сталкивались пилоты, летающие на других типах самолетов. Ему несколько раз предлагали в конце войны переучиться свой полк на другую машину, но Покрышкин каждый раз отказывался, мотивируя это тем, что на переучивание нет времени, что его пилоты хорошо освоили Р-39, а освоение нового самолета может только повредить общему делу.

Поговорив с Кочетковым, Покрышкин несколько раз летал на Р-63, самолет ему очень понравился, но, к сожалению, на его освоение действительно уже не было времени.

ПЕРЕЧЕНЬ
литературы по самолетам Р-39 «Аэрокобра» и Р-63 «Кингкобра»

По самолетам Р-39 «Аэрокобра».

1. Инструкция по техническому обслуживанию самолета Р-39 «Аэрокобра», изд. Воениздат, 1945 г.
2. Техническое описание модификаций самолета Р-39 «Аэрокобра», и дополнительные указания по эксплуатации, изд. Воениздат, 1944 г.
3. Инструкция летчику по эксплуатации и технике пилотирования самолета Р-39 «Аэрокобра», изд. Воениздат, 1944 г.
4. Инструкция по расчету дальности и продолжительности полета самолета Р-39 «Аэрокобра», изд. Оборонгиз, 1943 г.
5. Электрооборудование самолета Р-39 «Аэрокобра», изд. Воениздат, 1943 г.
6. Гидравлический воздушный винт «Аэропроп», изд. Воениздат, 1944 г.
7. Самолет Аэрокобра с моторами «Аллисон» V-1710-E-4, изд. Оборонгиз, 1943 г.
8. Фотографии: USAF, MAP.
9. Журнал «Крылья Родины».

По самолетам Р-63 «Кингкобра»

1. Инструкция авиамеханику по самолету Р-63А «Кингкобра», изд. Воениздат, 1945 г.
2. Инструкция летчику по эксплуатации и технике пилотирования самолета Р-63 «Кингкобра», изд. Воениздат, 1945 г.
3. Инструкция по расчету дальности и продолжительности полета самолета Р-63 «Кингкобра», изд. Воениздат, 1945 г.
4. Инструкция по сборке и уходу за самолетами Р-63А-1, Р-63А-5 и Р-63А-10. (русский перевод, 1944 г.).
5. Руководство по обслуживанию и ремонту авиационных моторов V-1710-35—63—83—85—93 (русский перевод, 1944 г.).
6. Фотографии: USAF, MAP.
7. Журнал «Крылья Родины».
8. Совместный выпуск журнала «Крылья» и «Техника-молодежи».

Содержание

Часть-1, Р-39.....стр.

Часть-2, Р-63.....стр.

Часть-3, Описание модификаций самолетов Р-39 и Р-63

и особенности их эксплуатации.....стр.

Материалы обработали и подготовили к печати: Шамли А.Н., Стропалов С.В., Кужель С.И., Колесников А.А.

На первой странице летчик Зоря Н.П.

Украина, Донецк, пр. Ильича 21-8, Шамли А.Н.

Ukraine, Donetsk, pr. Ilicha 21-8, Shamli A.N.

Электронный адрес: aviabook@uvika.dn.ua

Ностальгия по «Кобрам».



Где-то там, на Дальнем Востоке.