

В. М. Корнеев

**Анализ конструкции
и летной
эксплуатации
самолета Як-42Д**

Владимир Корнеев

**Анализ конструкции и летной
эксплуатации самолета Як-42Д**

«Издательские решения»

Корнеев В. М.

Анализ конструкции и летной эксплуатации самолета Як-42Д /
В. М. Корнеев — «Издательские решения»,

ISBN 978-5-44-901432-0

Книга может оказаться полезной для обучения авиаспециалистов, изучающих
конструкцию и лётную эксплуатацию планера и функциональных систем
самолёта Як-42Д.

ISBN 978-5-44-901432-0

© Корнеев В. М.
© Издательские решения

Содержание

Общая характеристика самолета	6
Планер самолета	7
Фюзеляж	7
Крыло	10
Хвостовое оперение и гондолы двигателей	11
Гидравлическая система самолета	12
Общие сведения	12
Принцип работы гидросистемы	13
Конец ознакомительного фрагмента.	15

Анализ конструкции и летной эксплуатации самолета Як-42Д

Владимир Митрофанович Корнеев

© Владимир Митрофанович Корнеев, 2018

ISBN 978-5-4490-1432-0

Создано в интеллектуальной издательской системе Ridero

Общая характеристика самолета

Самолет Як-42Д предназначенный для перевозки пассажиров, представляет собой узкофюзеляжный моноплан с низкорасположенным стреловидным крылом, Т-образным хвостовым оперением, трехстоечным шасси с передней стойкой. В хвостовой части фюзеляжа крепятся 3 двухконтурных авиадвигателя Д-36 с тягой 6500 кг на взлетном режиме.

Основные данные самолета

Длина самолета	36,215 м
Высота на стоянке	9,83 м
Колея шасси	5,63 м
База шасси	14,958 м
Размах крыла	34,88 м
Угол поперечного V крыла	0°
Угол стреловидности крыла по линии 1/4 хорд	25°
Максимальная взлетная масса	56500 кг
Максимальная посадочная масса	50500 кг
Максимальная коммерческая нагрузка	13500 кг
Максимальное количество пассажиров	126
Максимальная скорость	615 км/час
Максимальная высота полета	9100 м

Указанные максимальные значения взлетной и посадочной масс могут быть дополнительно ограничены аэродромными условиями в зависимости от потребной дистанции взлета или посадочной дистанции или потребным запасом высоты над препятствиями, которые в некоторых случаях могут быть лимитирующими.

В исключительных случаях по усмотрению командира воздушного судна разрешается выполнять посадку с любой массой до взлетной включительно.

Планер самолета

Фюзеляж

Фюзеляж самолета представляет собой цельнометаллическую конструкцию типа полумонок.

Длина фюзеляжа – около 32,6 м.

Максимальный диаметр фюзеляжа 3,8 м.

В передней части фюзеляжа между 1 и 7 шпангоутами располагается кабина экипажа, между 7 и 15 шпангоутами в переднем тамбуре находятся: буфет, левая входная дверь и правая служебная дверь, передний туалет и гардероб. В средней части фюзеляжа между 15 и 56 шпангоутами располагается пассажирский салон, далее до 59 шпангоута находятся задний туалет и гардероб, а в хвостовой части за 59 шпангоутом располагается входной трап, задний технический отсек и средний двигатель.

Длина пассажирского салона – около 16,8 м.

Ширина прохода между рядами пассажирских кресел – 0,45 м.

Под полом фюзеляжа располагаются: в передней части – ниша передней опоры шасси, в средней части – грузовые отсеки и ниши колес главных стоек шасси.

Для обеспечения нормальных условий в полете, кабина экипажа и пассажирский салон сделаны герметичными.

Герметизация осуществлена по обшивке фюзеляжа от шпангоута 1 до шпангоута 59, шпангоутам 1 и 59.

Примечания: Недостаточная герметизация фюзеляжа привела к снижению «потолка» (максимальной высоты) полета самолета.

Для придания планеру необходимой аэродинамической формы на самолете установлены:

- радиопрозрачный носовой кок;
- зализы между фюзеляжем и крылом;
- хвостовой кок.

Остекление кабины экипажа включает в себя 3 передних окна (лобовое и 2 боковых), которые изготовлены птичестойкими.

Для защиты от обледенения и запотевания 5 окон кабины экипажа (лобовое, боковые и 2 задних) имеют электрообогрев. Два окна представляют собой форточки, которые можно открывать при отсутствии избыточного давления.

Для предотвращения запотевания остекления кабины экипажа изнутри все окна обдуваются воздухом.

Удаление конденсата с остекления кабины экипажа осуществляется системой дренажа.

Вход пассажиров в самолет происходит по входному трапу через дверь, установленную на 59 шпангоуте.

Дверь в кабину экипажа снабжена аварийным люком, находящимся в нижней части двери. При необходимости аварийный люк выталкивается в передний тамбур.

Левая входная дверь (редко используемая) находится в передней части фюзеляжа между шпангоутами 10 и 13 и открывается наружу.

Для открывания двери необходимо нажать гашетку, расположенную на внутренней рукоятке, и, не отпуская ее, повернуть рукоятку по стрелке.

Далее необходимо вытолкнуть дверь наружу, повернуть ее на 180° и зафиксировать специальным стопором.

На земле при открывании двери обязательно отсоединять фартук аварийного трапа от пола.

Закрывание двери производится в обратном порядке.

Правая служебная дверь находится в передней части фюзеляжа, между шпангоутами 11 и 13, и открывается наружу. Служебная дверь используется для загрузки буфета-кухни.

Конструкция правой служебной двери аналогична левой входной двери.

Для эвакуации пассажиров и экипажа при аварийной ситуации самолет оснащен 2 аварийными выходами и 2 люками.

Аварийные выходы расположены между шпангоутами 27 и 29А, а аварийные люки установлены над крылом между шпангоутами 42 и 43.

Конструкция аварийных выходов аналогична правой служебной двери.

Три технологических люка, размещенных в нише передней стойки, и один эксплуатационный люк установлен в переднем грузовом отсеке на стенке шпангоута 35 попадают в зону герметизации фюзеляжа.

На правом борту фюзеляжа находятся два люка для доступа в грузовые отсеки самолета.

Положение дверей и люков контролируется по:

- желтому светосигнализатору «ДВЕРИ ОТКРЫТЫ» верхнего пульта;
- желтому светосигнализатору «ГРУЗОЛЮК ОТКРЫТ» верхнего пульта;
- зеленым лампам дверей и люков, расположенным на щитке перед входом в кабину экипажа справа. При нажатии на кнопку «КОНТРОЛЬ ПОЛОЖЕНИЯ» (на этом щитке) должны загораться лампы при закрытых дверях и люках.
- центральный огонь (ЦО) «ДВЕРИ, ФАРЫ».

В закрытом положении входной трап фиксируется замком, который открывается одной из двух ручек. Одна ручка расположена внутри самолета с левой стороны ниши входного трапа у шпангоута 60, вторая – снаружи самолета по левому борту фюзеляжа между шпангоутами 64—65.

Управление электрогидравлической системой выпуска и уборки входного трапа осуществляется электромагнитным краном от аварийной гидросистемы.

Управление электромагнитным краном осуществляется переключателем «ТРАП ВЫП.-УБОРКА», находящимся в нише входного трапа слева у шпангоута 60, рядом с рукояткой управления механической системой выпуска трапа.

Перед включением крана на выпуск необходимо снять трап с замка закрытого положения. В связи с кольцеванием полостей цилиндра при нейтральном положении крана выпуск трапа с меньшей скоростью может происходить и под собственным весом после снятия его с замка закрытого положения.

При выпущенном положении входного трапа горит сигнальное табло «ТРАП ВЫПУЩЕН» верхнего пульта и сигнальная лампа «ТРАП ВЫП.» в нише входного трапа рядом с переключателем.

Закрывание трапа снаружи самолета осуществляется переключателем «ТРАП. УБОРКА», находящимся рядом с наружной ручкой.

При отсутствии давления в гидравлической системе управления входным трапом или обесточенном положении гидрокрана возможно ручное закрытие трапа с постановкой его на замок закрытого положения.

В кабине экипажа установлены приборы и органы управления функциональными системами.

Приборное оборудование кабины экипажа размещается на:

- приборной доске;

- левом боковом пульте;
- правом боковом пульте;
- центральном пульте;
- верхнем пульте.

Крыло

Крыло самолета – стреловидное, большого удлинения, состоит из 2 консольных частей и центроплана.

Площадь крыла составляет 150 м^2 .

Угол установки крыла относительно строительной горизонтали фюзеляжа составляет $+3^\circ$.

Средняя аэродинамическая хорда равна 4,6 м.

Кессоны крыла образованы лонжеронами, средними частями нервюр, верхними и нижними панелями обшивки.

Каждый консольный топливный бак размещен между 1 и 12 нервюрами. Нервюра 7 разделяет его на два отсека.

Нервюры-перегородки номер 1 и 12 являются стенками топливных баков.

Центропланый топливный бак представляет собой кессон, размещенный между лонжеронами, левой и правой нервюрами номер 1 и центроплана.

На каждой консоли установлены элементы основного и вспомогательного управления самолетом:

- закрылок с дефлектором;
- элерон с сервокомпенсатором на одной секции элерона и триммером на другой;
- 2 спойлера и интерцептор;
- 6 секций предкрылков.

Под носками крыла проложены вдоль переднего лонжерона трубопроводы противообледенительной системы.

На консолях крыла расположено по 2 секции элерона, связанных между собой шарнирным узлом.

Примечание: К механизации крыла (вспомогательному управлению самолетом) относятся закрылки, предкрылки и спойлеры (интерцепторы)

Выдвижные закрылки с дефлектором улучшают аэродинамические и летно-технические характеристики крыла (уменьшают скорости при взлете и посадке). На каждой консоли размещено по 2 секции закрылка. Управление закрылками электрогидромеханическое. Каждая секция закрылка выпускается и убирается двумя винтовыми механизмами.

Спойлеры, установленные на верхней поверхности крыла, обеспечивают уменьшение пробега самолета при посадке.

Интерцепторы улучшают эффективность управления самолета по крену помогая элеронам.

Предкрылки предотвращают раннее падение коэффициента подъемной силы на критических углах атаки.

Предкрылки отклоняются винтовыми механизмами с общей трансмиссией и имеют воздушно-тепловую противообледенительную систему.

Хвостовое оперение и гондолы двигателей

Оперение самолета – стреловидное, Т-образное – состоит из вертикального и горизонтального.

К вертикальному оперению относятся киль трехлонжеронной схемы и руль направления, снабженный сервокомпенсатором.

Площадь вертикального оперения – около 23,3 м².

Угол стреловидности вертикального оперения по линии $\frac{1}{4}$ хорд – около 45°.

К горизонтальному оперению относятся управляемый стабилизатор двухлонжеронной схемы и руль высоты, снабженный триммером.

Площадь горизонтального оперения – около 29,5 м².

Угол стреловидности горизонтального оперения по линии $\frac{1}{4}$ хорд – 25°.

В носовой части киля и стабилизатора установлена воздушно-тепловая противообледенительная система.

Управление стабилизатором электрогидравлическое дистанционное.

Максимальный угол отклонения стабилизатора на пикирование самолета – вверх +1°.

Максимальны угол отклонения стабилизатора на кабрирование самолета – вниз -12°.

На киле предусмотрены резервные механические нерегулируемые упоры, ограничивающие перемещение стабилизатора.

Гондолы двигателей включают в себя воздухозаборники и обтекатели боковых двигателей, расположенных с правой и левой стороны хвостовой части фюзеляжа.

Пилоны боковых двигателей являются силовыми звеньями между боковыми двигателями и фюзеляжем: пилоны крепятся к фюзеляжу, а к пилонам крепятся боковые двигатели.

Для подогрева боковых авиадвигателей перед запуском в условиях низких температур атмосферного воздуха на нижней створке гондол двигателей имеются люки с легкоъемной крышкой и гнезда для подсоединения шланга от наземного подогревателя.

Гидравлическая система самолета

Общие сведения

Гидравлическая система самолета Як-42Д является сочетанием двух составляющих: сети источников давления потребителей.

Источники давления гидравлической системы создают давление, регулируют величину давления и распределяют жидкость по потребителям.

Сеть потребителей – это сочетание отдельных частей, которые служат энергоприводами разного рода механизмов.

Гидравлическая система состоит из двух подсистем: основной и аварийной.

Основная гидравлическая система обеспечивает работу следующих потребителей:

- выпуск/уборку стоек шасси;
- открытие/закрытие створок главных стоек шасси;
- торможение колес;
- подтормаживание колес носовой стойки при уборке шасси;
- поворот колес носовой стойки шасси;
- управление закрылками (предкрылками);
- питание гидроусилителя РН и механизма загрузки педалей;
- выпуск/уборку спойлеров (интерцепторов);
- привод винта стабилизатора;
- управление стеклоочистителями.

Аварийная гидравлическая система самолета служит для:

- привода гайки стабилизатора;
- управления закрылками (предкрылками);
- уборки интерцепторов в аварийном режиме;
- открытия створок главных стоек шасси при их аварийном выпуске;
- аварийного выпуска стоек шасси;
- торможения колес в аварийном режиме.

На земле аварийная гидравлическая система обеспечивает управление носовым коком, выпуск/уборку заднего трапа и стояночное торможение.

Потребители гидравлических систем, влияющие на безопасность полетов, имеют дублированное гидроснабжение. Менее важные потребители и работающие только на земле потребители, работают от одной системы.

Примечание: Работу потребителей удобнее рассматривать при изучении соответствующих функциональных систем совместно с теми агрегатами, которыми они управляют. Поэтому в данной главе будем рассматривать в основном конструкцию и эксплуатацию источников давления гидравлической системы.

Принцип работы гидросистемы

Давление в обеих гидросистемах составляет 140—170 кг/см².

Жидкость размещается в гидробаке, установленном в негерметичном техническом отсеке слева от ниши входного трапа.

Гидробак разделен вертикальной стенкой на два отсека: в одном размещается жидкость для основной гидравлической системы, в другом – аварийной. При потере жидкости в одном из отсеков (системе) в другом жидкость сохраняется, что обеспечивает нормальную работу соответствующей системы. Общая емкость бака составляет 48 л. В бак заправляется – 39,5 л. На баке установлена трубка со стеклом для проверки уровня жидкости. Трубка имеет черную метку толщиной 10 мм для обозначения нормальной заправки бака. На крышке бака установлен датчик системы измерения количества гидрожидкости в баке.

Для обеспечения бескавитационной работы гидронасосов независимо от высоты полета бак оборудован системой наддува, давление в которой контролируется по индикатору, расположенному в нише для внутренней ручки входного трапа.

Наддув бака производится от основных двигателей или ВСУ.

До момента запуска основных авиадвигателей Д-36 наддув бака осуществляется от ВСУ.

После запуска авиадвигателей воздух обратный клапан поступает в систему наддува бака; там он сначала проходит через осушитель, где происходит удаление влаги из него. Затем воздух проходит через фильтр, где он подвергается очистке от механических примесей, и потом поступает в понижающий редуктор, который обеспечивает на выходе необходимое давление наддува 1,8—2,5 кг/см².

После этого пройдя обратный клапан, воздух из редуктора поступает в гидробак. В случае повышения давления в гидробаке выше максимально допустимого (3—3,3 кг/см²) срабатывает предохранительный клапан, который стравливает давление.

В основной гидравлической системе источником давления являются два механических гидронасоса НП72МВ, которые установлены на левом и среднем двигателе.

Гидронасос НП72МВ имеет регулятор производительности, который изменяет его производительность в зависимости от давления в гидравлической системе. При давлении 140—170 кг/см² насосы переводятся на «нулевую» (минимальную) производительность. Минимальная производительность насоса необходима для охлаждения и смазки самого насоса.

Во время работы авиадвигатель приводит во вращение блок цилиндров, который, скользя по зеркалу золотника, поочередно сообщает каждое поршневое отверстие то с дуговой фрезеровкой «Б», связанной с магистралью всасывания, то с дуговой фрезеровкой «А», связанной с магистралью нагнетания.

Так как ось блока цилиндров составляет некоторый угол с осью приводного вала, при вращении вала с блоком цилиндров поршни совершают возвратно-поступательное движение. При этом в тех камерах, где поршни выдвигаются из блока, происходит всасывание гидросмеси из магистрали всасывания, а в камерах, где поршни вдвигаются в блок, – вытеснение ее под давлением через соответствующую дуговую фрезеровку в нагнетающую магистраль.

Производительность насоса зависит от хода поршней, т.е. от угла наклона люльки. Угол наклона люльки изменяется регулятором производительности. Давление жидкости линии нагнетания подводится к торцу золотника регулятора. Другой торец золотника опирается на пружину регулятора. Пока давление, поступающее из штуцера нагнетания, уравновешивается пружиной, золотник неподвижен и давление не может поступать на сервопоршень.

Люлька удерживается пружиной в положении максимального угла, что определяет получение максимальной производительности насоса.

Когда, давление в линии нагнетания достигнет величины, достаточной для преодоления усилия пружины регулятора, золотник открывает канал подачи и жидкость под давлением перемещает сервопоршень, который разворачивает люльку, уменьшая угол ее наклона. Это приводит к уменьшению хода поршней, что дает снижение производительности насоса.

Конец ознакомительного фрагмента.

Текст предоставлен ООО «ЛитРес».

Прочитайте эту книгу целиком, [купив полную легальную версию](#) на ЛитРес.

Безопасно оплатить книгу можно банковской картой Visa, MasterCard, Maestro, со счета мобильного телефона, с платежного терминала, в салоне МТС или Связной, через PayPal, WebMoney, Яндекс.Деньги, QIWI Кошелек, бонусными картами или другим удобным Вам способом.