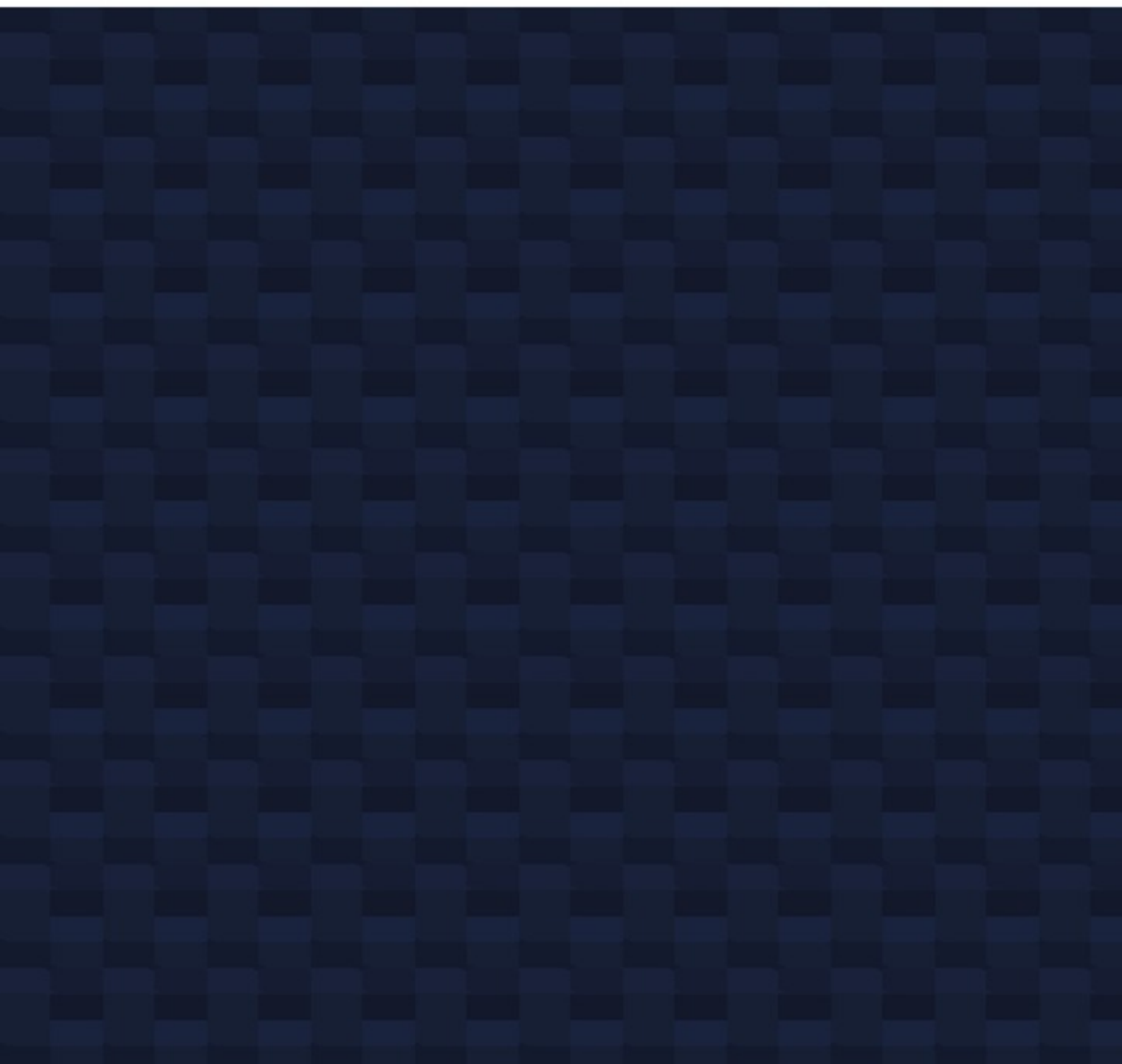


В. М. Корнеев  
*Самолёт Ан-124 «Руслан»*

Особенности конструкции и лётной эксплуатации



В. М. Корнеев

**Самолёт Ан-124 «Руслан».  
Особенности конструкции  
и лётной эксплуатации**

«Издательские решения»

**Корнеев В. М.**

Самолёт Ан-124 «Руслан». Особенности конструкции и лётной эксплуатации / В. М. Корнеев — «Издательские решения»,

ISBN 978-5-44-834224-0

Книга будет полезной для авиаспециалистов при изучении конструкции и лётной эксплуатации планера и функциональных систем транспортного самолета Ан-124 «Руслан».

ISBN 978-5-44-834224-0

© Корнеев В. М.  
© Издательские решения

## Содержание

Общая характеристика и основные данные самолета	6
Планер самолета	7
Фюзеляж	7
Крыло	12
Хвостовое оперение	14
Гидравлический комплекс	15
Общие сведения	15
Источники давления гидросистем	16
Конец ознакомительного фрагмента.	18

# **Самолёт Ан-124 «Руслан» Особенности конструкции и лётной эксплуатации**

**В. М. Корнеев**

© В. М. Корнеев, 2019

ISBN 978-5-4483-4224-0

Создано в интеллектуальной издательской системе Ridero

## Общая характеристика и основные данные самолета

Транспортный самолет Ан-124—100 «Руслан», созданный в 1982 г., предназначен для перевозки крупногабаритных и тяжелых грузов.

Большая грузоподъемность и дальность полета, экономичность двигателей и автономность использования самолета обеспечивают рентабельность эксплуатации.

### Основные геометрические массовые данные самолета

Длина самолета – 69,1 м

Размах крыла – 73,3 м

Высота самолета – 21,08 м

Внутренние размеры грузовой кабины:

– максимальная высота – 4,4 м

– длина (с передней и задней рампами) – 43,45 м

– максимальная ширина – 6,68 м

– ширина по полу – 6,40 м

Размеры грузовых люков:

– переднего – 6,4 х 4,4 м

– заднего – 6,4 х 4,4 м

Максимальная взлетная масса – 392 т

Максимальная посадочная масса – 330 т

Максимальная коммерческая загрузка – 120 т

Примечание. В отдельных случаях разрешается выполнять посадки с массой до 387 т. Количество таких посадок не должно превышать 3% от общего количества посадок.

## Планер самолета

### Фюзеляж

Фюзеляж самолета в поперечном сечении имеет вид «восьмёрки» с радиусом верхней части 1,9 м и нижней 3,8 м.

Фюзеляж – двухпалубный, условно разделен в вертикальной плоскости по шпангоутам 42 и 92 на три части – носовую, среднюю и хвостовую; в горизонтальной плоскости на две части – верхнюю и нижнюю палубы.

К носовой части фюзеляжа крепится отклоняющийся носовой обтекатель.

Над центропланом имеется надстройка, ограниченная гермошпангоутами 42 и 55.

Примечание: Центроплан разделяет верхнюю палубу самолета на переднюю и заднюю кабины, между которыми нет сообщения в полете. Естественно, это не очень удобно для экипажа и технической бригады, которые летают в разных кабинах.

В носовой части верхней палубы расположены: кабина экипажа, кабина сменного экипажа и технический отсек. В полу имеется проем под входной люк, в правом борту – проем под аварийный выход и эксплуатационный люк, в левом – окно и проем под эксплуатационный люк. На правом борту, рядом с эксплуатационным люком, установлены ступеньки, обеспечивающие выход через зализ на крыло.

В хвостовой части верхней палубы расположена кабина обслуживающего персонала, ограниченная гермошпангоутом 92, и отсек оперения. В кабине обслуживающего персонала, в полу, имеется проем под входной люк, в обоих бортах – проемы под эксплуатационные люки, аварийные выходы и окна.

В отсеке хвостового оперения осуществляется стыковка киля и стабилизатора с фюзеляжем. За шпангоутом 114 имеется отсек, в полу и в обоих бортах которого выполнены проемы под эксплуатационные люки.

На нижней палубе фюзеляжа, между шпангоутами 16—92а, расположена грузовая кабина, оканчивающаяся передним и задним грузовыми люками, которые служат для загрузки и выгрузки перевозимых грузов и техники. Под потолком грузовой кабины, которым являются пол верхней палубы и нижняя поверхность центроплана, установлены рельсы для бортовых погрузочных кранов. В левом борту фюзеляжа имеются проемы под аварийный выход и входную дверь. Между шпангоутами 52—67 расположены отсеки основных опор шасси, которые закрываются створками, закрепленными на обтекателе шасси.

Проемы грузовых люков усилены бортовыми балками.

Поперечный силовой набор фюзеляжа образован 123 шпангоутами, которые расположены по длине фюзеляжа с шагом 550—570 мм.

Грузовой пол расположен между шпангоутами 20—84, состоит из каркаса и несъемного настила. Настил пола представляет собой сварную конструкцию, выполненную из титановых листов толщиной 1,5 мм (на центральном участке пола между шпангоутами 52—68 толщина листов – 1,8 мм) с приваренными шипами. Передний и задний участки пола по порогам (шпангоутами 20 и 84) усилены накладной титановой лентой толщиной 3,0 мм.

Продольный и поперечный наборы каркаса пола связаны между собой штампованными рамками, в которых выполнены гнезда под швартовочные узлы и узлы крепления замковой балки. Рамки с гнездами установлены с шагом 1140 мм.

Примечание: Небольшая толщина пола и большое расстояние между балками продольного и поперечного набора пола приводит к недостаточной жесткости покрытия пола, которое буквально «дышит» под ногами. Приходится укладывать на пол грузовой кабины толстую фанеру и вырезами под швартовочные узлы.

Остекление кабины экипажа прикреплено к каркасу фонаря. Оно состоит из двух лобовых стекол, двух боковых стекол и двух сдвижных форточек, которые снабжены механизмом для их ручного открытия и закрытия.

Снаружи на передних стеклах установлены стеклоочистители с гидравлическим приводом.

Каждое лобовое стекло представляет собой блок из шести силикатных стекол со встроенным электрообогревом. Каждое боковое стекло и остекление форточек представляет собой блок из двух склеенных органических стекол.

На верхней палубе, в кабине сменного экипажа между шпангоутами 22—23 (левый борт) и в кабине обслуживающего персонала между шп. 87—88 имеются три круглых бортовых окна. Подобные окна установлены в аварийной двери и аварийных люках. Между шпангоутами 99—100 (в обоих бортах) имеются по два окна овальной формы для подсвета и осмотра носовой части стабилизатора.

В грузовой кабине в боковых частях шпангоута 92а расположены окна овальной формы для контроля положения створок заднего грузового люка; между шпангоутами 44—45 и 58—59 – круглые окна осмотра двигателей.

Бортовые окна представляют собой блок из двух органических стекол. Межстекольное пространство загерметизировано.

Входная дверь-лестница открывается наружу вниз и имеет систему управления, которая обеспечивает открытие (закрытие) двери снаружи и изнутри самолета.

Входная дверь-лестница открывается сверху вниз и в открытом положении удерживается поручнями двери, к концам которых подсоединены демпферы, обеспечивающие плавное открытие двери. Выдвижная лестница перемещается под собственным весом в направляющих рельсах двери, а в закрытом положении двери фиксируется к двери пружинным фиксатором. В закрытом положении дверь-лестница удерживается замками. Для открытия двери-лестницы имеется система, которая обеспечивает открытие замков и выталкивание двери-лестницы из проема пружинными толкателями, а дальнейшее открытие происходит под действием веса двери-лестницы.

Рукоятка для открытия двери-лестницы с земли расположена на пульте управления дверью-лестницей снаружи самолета. В системе имеется дополнительная ручка для открытия двери-лестницы в аварийном положении при посадке самолета с убранными опорами и отсутствии доступа к пульту. В системе также предусмотрено стопорное устройство, предотвращающее открытие двери-лестницы аварийной ручкой при стоянке самолета и запертом пульте. Рукоятка открытия двери-лестницы изнутри самолета закрывается откидным щитком. При установке этой рукоятки в положение «ОТКРЫТИЕ ЗАМКОВ» открываются замки двери и толкатели двери приоткрывают дверь. То же самое происходит и при управлении рукояткой с пульта управления с земли и при управлении ручкой аварийного открытия двери. Для закрытия двери-лестницы имеется система, которая обеспечивает закрытие как изнутри, так и снаружи самолета с помощью электрического привода или вручную с помощью рукоятки при управлении с земли или другой рукоятки при управлении из грузовой кабины.

Примечание: Для предотвращения случайного открытия входной двери с неразгерметизированной грузовой кабиной желательно установить на дверях сигнализацию или механический фиксатор с анероидной коробкой.



Передний грузовой люк предназначен для погрузки в самолет колесной и гусеничной техники.

Грузовой люк оборудован рампой и трапами, которые в закрытом положении образуют переднюю герметичную стенку грузовой кабины.

Система управления передним грузовым люком обеспечивает:

- подъем и опускание носового обтекателя;
- опускание и подъем переднего порога;
- выпуск и уборку вспомогательных опор;
- опускание и подъем рампы;
- раскладку и уборку трапов;
- уборку и выпуск входной лестницы экипажа.

Открытие переднего грузового люка производится в строго определенной последовательности. Вначале открываются замки носового обтекателя, затем поднимается сам носовой обтекатель, выпускаются вспомогательные опоры, опускается передний порог грузовой кабины, опускается рампа до земли и раскладываются трапы. При этом угол наклона поверхности рампы и трапов к поверхности земли составляет 8°.

Примечание: При открытии и закрытии переднего грузового люка необходимо использовать «приседание» на основные опоры шасси для равномерной загрузки опор шасси и облегчения подъема загруженного самолета на передние опоры шасси.

Контроль закрытого положения замков рампы, установленных на нижних бортовых балках грузового пола (по два с каждой стороны), осуществляется специальными механическими указателями. При закрытии замка отклоняется подпружиненный флажок, сигнализирующий о закрытом замке.

Вспомогательные опоры рампы – нерегулируемые и не имеют амортизации. Опорные плиты поддерживаются пружинными демпферами.

Система управления задним грузовым люком – электрогидравлическая. Система состоит из сети управления гермотрапом и концевыми трапами и сети управления рампой и створками.

Примечание: Использование сотовых конструкций при изготовлении створок заднего грузолюка оказалось технологически невыгодным из-за больших проблем, связанных с попаданием влаги внутрь сот, особенно в зимнее время.

Питание сети управления гермотрапом и концевыми трапами осуществляется от гидросистемы 3. Ручка управления гермотрапом расположена у порога грузового люка по правому борту, между шпангоутами 83 и 84, а переключатель управления концевыми трапами – в нише гермотрапа.

Сеть управления створками и рампой продублирована. Питание сети при основном управлении осуществляется от гидросистемы 3, а при резервном (аварийном) управлении – от гидросистемы 2. При управлении закрытием грузового люка предусмотрена блокировка закрытия, осуществляемая переключателем на шпангоуте 85 при нахождении бортового погрузочного крана в зоне грузового люка.

При управлении грузовым люком на земле основным источником давления является турбонасосная установка ТНУ-86А, вспомогательным – электрическая насосная станция НС55—5. Насосная станция используется для выполнения отдельных операций при отсутствии давления от ТНУ-86А и при наличии на борту электропитания для насосной станции.

Управление грузовым люком при стоянке самолета возможно только при полной разгерметизации грузовой кабины. При этом на щитке управления задним грузолюком горит табло «УПРАВЛЕНИЕ ВОЗМОЖНО». Грузовой люк открывается только тогда, когда гермотрап установлен на стопор или на уложен на рампу. При закрытом гермотрапе электроцепь управления грузового люка разомкнута микровыключателем, установленным на замке гермотрапа.

На самолете имеются аварийные выходы для покидания самолета при посадке на сушу или воду, три из которых по своим размерам относятся к типу I (закрываются дверями), четыре выхода – к типу III (закрываются крышками).

Внутри самолета имеются люки для доступа в кабину экипажа и в кабину обслуживающего персонала, расположенные в полу верхней палубы, и дверь на гермошпангоуте 92 – для доступа в хвостовой отсек. Входные люки и дверь – герметичные и запираются замками.

Входные люки оборудованы убирающимися лестницами. Люки закрываются крышками с замками. В крышках имеются лючки для выравнивания давления (сброса избыточного давления) в кабинах перед открытием люков. Рукоятка замка крышки люка экипажа имеет стопор со стороны верхней палубы, препятствующий открытию люка из грузовой кабины.

Входные лестницы имеют электрогидравлические системы, обеспечивающие уборку лестниц к потолку грузовой кабины. Выпуск лестниц осуществляется под действием их собственного веса после открытия замков убранного положения.

Входная лестница экипажа подвешена к окантовке проема входного люка экипажа. В рабочем положении лестница удерживается под углом 60° к поверхности пола грузовой кабины основными замками с помощью перил самой лестницы. К нижней части лестницы шарнирно прикреплена поворотная площадка, обеспечивающая удобный подход к лестнице при закрытой рампе. При открытой рампе поворотная площадка отклоняется вниз и является продолжением лестницы. Лестница убирается вперед гидроцилиндром системы управления лестницей и в убранном положении удерживается замком.

Убранное положение лестницы сигнализируется табло «УБРАНА», расположенным на пульте управления передним грузолюком.

Примечание: Входная лестница в кабину экипажа должна быть обязательно опущена до закрытия переднего грузолюка.

Для освобождения входного люка при подъеме блоков оборудования на верхнюю палубу лестница устанавливается в отклоненное положение и фиксируется на полу грузовой кабины, поворотная площадка отклоняется при этом вверх.

Управление входной лестницей в кабину экипажа осуществляется рукояткой, установленной на пульте управления передним грузовым люком, и рукояткой замка убранного положения лестницы, установленной на окантовке входного люка экипажа.

Для плавного опускания входной лестницы при ее выпуске на правой боковине установлен резиновый амортизатор, соединенный с тросом, прикрепленным к полу верхней палубы. Для ограничения отклонения входной лестницы на тросе установлен упор.

Входная лестница обслуживающего персонала, складывающаяся шарнирно, подвешена к окантовке входного люка обслуживающего персонала под углом примерно 60° к полу грузовой кабины. Для удобства входа на лестницу под ней установлен отклоняющийся к борту фюзеляжа переходный мостик. Входная лестница имеет автоматически складывающиеся при ее уборке перила, привод уборки входной лестницы, подъемный трос, два троса подвески лестницы с амортизаторами и амортизатор раскладки лестницы. В убранном положении входная лестница удерживается замком убранного положения.

Входная лестница в кабину обслуживающего персонала состоит из верхней и нижней половин, соединенных между собой шарнирно. Нижняя часть перил кинематически связана

с верхней частью входной лестницы тягами и при уборке лестницы автоматически складывается к входной лестнице. На нижних стойках перил лестницы установлены проушины, через которые проходят тросы подвески входной лестницы, прикрепленные к ушкам кронштейнов ее нижних ступенек. Вверху тросы оканчиваются амортизаторами, прикрепленными к каркасу фюзеляжа. На тросах установлены стальные наконечники, которые ограничивают ход троса при выпуске входной лестницы, упираясь в кронштейны роликов.

Переходный мостик шарнирно подвешен на двух кронштейнах, установленных на балке грузового люка между шпангоутами 84 и 87. В открытом положении мостик с одной стороны удерживается тросом, а с другой – опирается на складывающуюся подпружиненную стойку с регулируемым по высоте упором. Замок убранного положения входной лестницы прикреплен к балке пола верхней палубы. Открытие замка осуществляется из грузовой кабины рукояткой, прикрепленной к тросу, из кабины обслуживающего персонала – педалью, установленной в проеме входного люка.

## Крыло

На самолете установлено стреловидное крыло (угол стреловидности –  $25^\circ$  по 1/4 хорд) трапециевидной формы.

Общая площадь крыла –  $628 \text{ м}^2$ .

Крыло крепится к фюзеляжу по схеме высокоплана при помощи шести шарнирных узлов.

Снизу на крыле крепятся четыре пилоны для навески двигателей. Каждый пилон имеет четыре точки крепления к крылу.

Конструкция крыла по размаху состоит из центроплана и двух консольных частей крыла (КЧК). К консольным частям крыла крепятся законцовки.

Продольный силовой набор центроплана образован четырьмя лонжеронами и силовыми панелями.

Кессон консольной части крыла расположен между нервюрами 5 и 54 и образует шесть топливных баков. Лонжероны 1 и 4 имеют протяженность по всему размаху КЧК, лонжерон 2 заканчивается на нервюре 41, лонжерон 3 – на нервюре 53. На лонжеронах 1 и 4 имеются кронштейны для крепления механизации крыла и пилонов. На нижней поверхности консольной части крыла выполнены люки-лазы, герметично закрытые люками.

Двухсекционные элероны обеспечивают поперечное управление, причем на взлетно-посадочных режимах работают все секции, а в крейсерском полете только внутренние.

В носовой части крыла по всему размаху каждой консоли установлено шесть секций предкрылков. Секции 1 и 2 предкрылков – необогреваемые, а секции 3, 4, 5, и 6 – обогреваемые горячим воздухом.

Трубопроводы противообледенительной системы предкрылков переднему лонжерону крыла между нервюрами 27 и 39. Из этих трубопроводов через узлы подвода воздуха он поступает в распределительные трубы внутри предкрылков. Узлы подвода воздуха конструктивно представляют собой телескопическое соединение. Из распределительных труб воздух поступает в щель между гофрами и обшивкой предкрылков. Пройдя между гофрами и обогреваемой обшивкой, воздух попадает во внутреннее пространство предкрылка и через отверстия в задней стенке сбрасывается в атмосферу.

Предкрылки навешиваются на крыло посредством рельсов и винтовых механизмов, соединенных с трансмиссией. При уборке предкрылков рельсы задним концом входят внутрь кессона через вырезы в отсеке лонжерона 1 в герметичные кожухи.

В хвостовой части крыла на каждой консоли установлены внутренний закрылок и две секции концевых одноцелевых внешних закрылков, внутренний и внешний элероны и двенадцать секций интерцепторов (спойлеров).

Примечание: Одноцелевые закрылки являются слишком примитивными с точки зрения аэродинамики. На практике это приводит к тряске выпущенных закрылков из-за турбулизации потока и недостаточно жесткой конструкции навески закрылков.

Интерцепторы (спойлеры) 1, 2, 3, 4 используются в качестве тормозных щитков для уменьшения длины пробега, интерцепторы 5, 6, 7, 8 – в качестве полетных спойлеров для снижения самолета, интерцепторы 9, 10, 11, 12 – в качестве интерцепторов-элеронов для поперечного управления самолетом.

Внутренний закрылок и обе секции внешнего закрылка имеют по два механизма навески. На внешних консолях внутреннего и первой секции внешнего закрылков между лонжеронами выполнена профилированная щель. Снизу щель закрыта поворотными щитками. Управление щитком кинематически связано с системой управления закрылками.

Примечание: Фактически на этих участках закрылков они превращаются в двухцелевые закрылки.

Внутренний закрылок и каждая секция концевой закрылка управляются двумя шариковыми подъемниками. От винтового подъемника движение передается каретке, которая, перемещаясь по изогнутому рельсу балки, выдвигает закрылок. Одновременно движение каретки через тягу передается кривошипу, от него – тяге, отклоняющей закрылок. Требуемый закон движения всех частей закрылка обеспечивается кинематикой механизма навески.

## **Хвостовое оперение**

Оперение самолета – классической схемы, свободнонесущее, однокилевое, состоит из горизонтального и вертикального.

Примечание: Недостатком классической (стандартной) схемы является неизбежная возможность затенения стабилизатора впереди находящимся крылом на определенных углах атаки, что может привести к бафтингу и потере эффективности руля высоты [1]. Называть такую схему хвостового оперения «нормальной» – просто неприлично.

Горизонтальное оперение включает в себя стабилизатор и руль высоты. Руль высоты состоит из двух секций, связанных между собой общей системой управления и синхронно отклоняющихся вверх и вниз.

Вертикальное оперение включает в себя киль и руль направления. Руль направления состоит из двух секций, которые связаны между собой общей системой управления.

Внутри киля находится технологическая шахта, через которую проходит лестница, установленная в киле постоянно и предназначенная для осмотра внутреннего каркаса киля.

## Гидравлический комплекс

### Общие сведения

Гидравлический комплекс самолета предназначен для обеспечения:

- гидроприводов системы управления самолетом и механизации крыла;
- уборки-выпуска стоек шасси;
- гидроцилиндров поворота колес передней опоры;
- торможения колес шасси;
- управления стеклоочистителями;
- управления передним и задним грузолоком;
- управления лестницей в кабину экипажа и в кабину обслуживающего персонала.

Гидравлический комплекс состоит из четырех автономных гидросистем – 1-й, 2-й, 3-й и 4-й.

Каждая рулевая поверхность управляется от всех четырех гидросистем, а ответственные потребители (торможение колес, задний грузовой люк, уборка и выпуск шасси и т.д.) – от трех или двух гидросистем. Менее ответственные потребители, которые работают только на земле, управляются от одной гидросистемы.

Для защиты гидросистем от чрезмерного повышения давления в случае отказа регулирующих устройств насосов в каждой гидросистеме установлен предохранительный клапан, который срабатывает при давлении в системе  $250 \text{ кг/см}^2$ .

Для обеспечения кратковременных повышенных расходов рабочей жидкости в гидросистеме в момент срабатывания исполнительных механизмов, а также для гашения забросов давления при резких уменьшениях расхода в момент остановки исполнительных механизмов в общей напорной магистрали каждой гидросистемы установлены гидроаккумуляторы.

В системах 2, 3 и 4 дополнительно установлено по одному гидроаккумулятору в непосредственной близости от клапанов основного торможения колес шасси. Кроме того, в гидросистемах 2 и 3 установлены гидроаккумуляторы, которые от общей напорной магистрали отделены обратными клапанами для длительного сохранения в них давления при выключенных насосах. К этим гидроаккумуляторам подключен стояночный тормоз шасси.

Газовые полости гидроаккумуляторов заряжаются азотом до давления  $90 \text{ кг/см}^2$ . Давление азота в гидроаккумуляторах контролируется по указателю, расположенному на щитке «ГИДРОСИСТЕМА». Датчики давления подключены к газовым полостям гидроаккумуляторов, поэтому при отсутствии давления в гидравлических полостях гидроаккумуляторов указатели показывают их фактическую зарядку азотом.

## Источники давления гидросистем

Основными источниками давления в каждой гидросистеме являются два насоса НП107 переменной производительности с приводом от двигателя. Производительность одного насоса на взлетном режиме составляет не менее 150 л/мин при давлении до 195 кг/см<sup>2</sup>. Давление насоса при на режиме минимального расхода – 210 кг/см<sup>2</sup>. Рабочая жидкость – АМГ-10.

Общее количество жидкости в гидрокомплексе – около 850 л (без гидрожидкости системы регулирования высоты заднего порога).

Каждый насос конструктивно состоит из двух насосов: основного и дополнительного шестеренчатого насосов.

Основной насос – аксиально-плунжерного типа переменной производительности с торцевым распределением рабочей жидкости. Регулятор насоса обеспечивает поддержание необходимой производительности и перевод насоса в режим разгрузки.

В крейсерском полете, когда не требуется больших расходов рабочей жидкости, один из двух насосов может быть разгружен. Разгрузка насоса заключается в переводе его на режим минимальной производительности при пониженном до 40 кг/см<sup>2</sup> давлении и осуществляется принудительной подачей напряжения на встроенный в насос электромагнитный клапан. На режиме разгрузки насос работает с незначительным ходом плунжеров, потребным только для охлаждения и смазка самих насосов и пополнения внутренних утечек, что позволяет сохранить ресурс насоса и уменьшить нагрев рабочей жидкости в системе. Разгрузка насоса выполняется только вручную, а загрузка может выполняться как вручную, так и автоматически. При этом насос не может быть разгружен или же автоматически загружается, если:

- давление за вторым насосом ГС менее 150 кг/см<sup>2</sup>;
- давление в гидросистеме менее 150 кг/см<sup>2</sup>;
- РУД двигателя находится в положении, соответствующем работе двигателя на режиме меньше 0,4 номинального. На этом режиме обороты насосов, а следовательно, и их подача составляют 83% от максимальных оборотов.

Для получения информации о том, какой из насосов необходимо разгрузить в целях равномерной выработки ресурса, бортовой автоматической системой контроля (БАСК) ведется учет времени наработки насосов под нагрузкой.

Во всех других случаях насос должен быть загружен.

На экране БАСК в параметрическом кадре «ГИДРО» в верхней части в аналоговом виде индицируются для каждой системы значения температуры жидкости за насосами (слева) и в расходном баке (справа), начиная с -40°. Ниже шкалы эти же значения индицируются в цифровом виде. При выходе значений температуры за пределы эксплуатационных допусков соответствующее цифровое значение мигает.

В нижней части кадра индицируются числовые значения наработки под нагрузкой (в часах) левого и правого насосов каждой гидросистемы.

Светосигнальное табло «ВКЛ.», расположенное над переключателем режимов работы гидронасоса, горит как при загруженном, так и при разгруженном насосе и гаснет при отказе гидронасоса, при выключенном двигателе или при нажатой кнопке «НАСОСЫ ОТКЛ.».

Для ускорения прогрева жидкости в гидробаках после запуска двигателей, а также для охлаждения насоса, и для ограничения максимальной температуры жидкости осуществляется принудительная прокачка рабочей жидкости с помощью дополнительных шестеренчатых насосов, встроенных в насосы, через специальный контур, в котором установлены термостатический клапан, приемник температуры и теплообменники. Рабочая жидкость, поступающая во внутренние полости основных насосов по линии всасывания, подается шестеренчатыми



насосами к термостатическому клапану. При температуре рабочей жидкости менее  $0^{\circ}$  вся жидкость термостатическим клапаном направляется в гидробак, а при температуре выше  $40^{\circ}$  в линию с теплообменником. В диапазоне температур жидкости от  $0$  до  $40^{\circ}$  часть жидкости направляется в гидробак напрямую, а другая часть – через теплообменник. Теплообменники размещены в нижней части расходных отсеков топливных баков соответствующих двигателей.

В гидросистемах 2 и 3 линия нагнетания делится на общую линию нагнетания и линию нагнетания систем управления самолетом [2].

## **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.