

В. М. Корнеев

**Анализ конструкции и
лётной эксплуатации
функциональных
систем самолета Ту-204**

Владимир Корнеев

**Анализ конструкции и лётной
эксплуатации функциональных
систем самолета Ту-204**

«Издательские решения»

Корнеев В. М.

Анализ конструкции и лётной эксплуатации функциональных систем самолета Ту-204 / В. М. Корнеев — «Издательские решения»,

ISBN 978-5-44-905498-2

Книга может оказаться полезной при изучении конструкции и лётной эксплуатации планера и функциональных систем самолета Ту-204.

ISBN 978-5-44-905498-2

© Корнеев В. М.
© Издательские решения

Содержание

Общие сведения о самолете	6
Планер	7
Общие сведения	7
Крыло	8
Фюзеляж	9
Хвостовое оперение	10
Гидросистема самолета	11
Общие сведения	11
Источники давления гидросистемы	12
Особенности эксплуатации гидросистемы	14
Система управления самолетом	15
Общие сведения	15
Управление элеронами	16
Руль направления	18
Руль высоты	19
Управление стабилизатором	20
Управление закрылками	21
Управление предкрылками	23
Управление спойлерами	25
Конец ознакомительного фрагмента.	26

Анализ конструкции и лётной эксплуатации функциональных систем самолета Ту-204

Владимир Митрофанович Корнеев

© Владимир Митрофанович Корнеев, 2019

ISBN 978-5-4490-5498-2

Создано в интеллектуальной издательской системе Ridero

Общие сведения о самолете

Самолет Ту-204 предназначен для перевозки пассажиров и грузов на магистральных авиатрассах.

Он стал первым отечественным самолетом с электродистанционной системой управления.

Гидравлическая система (ГС) состоит из трех независимых систем, каждая из которых работает от механических насосов, установленных на авиадвигателях. В 1 и 3 ГС – по одному насосу, во 2 ГС – два насоса на разных авиадвигателях.

Шасси, имеющее трехопорную схему с носовой стойкой, оборудовано системой уборки и выпуска, тормозной системой и системой управления колесами передней стойки шасси.

Топливная система обеспечивает: подкачку топлива к авиадвигателям; перекачку топлива, балансировочную перекачку, управление топливной системой и контроль за ее работой.

К основным данным самолета относятся:

- высота самолета – 13,879 м
- длина самолета – 40,188 м
- размах крыла – 40,88 м
- колея шасси – 7,82 м
- база шасси – 13,967 м
- максимальная взлетная масса – 105,0 т
- максимальная посадочная масса – 88,0 т
- максимальная коммерческая нагрузка – 18,0 т
- максимальная заправка топлива – 35,530 т

Планер

Общие сведения

Планер имеет конструктивно-аэродинамическую схему моноплана с низко расположенным стреловидным крылом и классическим (стандартным) хвостовым оперением.

Для улучшения аэродинамического качества крыла установлены вертикальные законцовки (винглеты).

Основными материалом для изготовления планера являются алюминиевые сплавы.

Крыло

Крыло конструктивно делится на три части: центроплан и две отъемные части крыла (ОЧК), соединяющиеся по бортовой нервюре фюзеляжа.

Крыло имеет моноблочную конструкцию с «работающей» обшивкой. Крыло является кессонным, используемым для размещения керосина [1].

Кессон ОЧК образован лонжеронами, обшивкой и нервюрами.

На ОЧК установлены поверхности основного и вспомогательного управления самолетом:

- элероны;
- предкрылки;
- закрылки;
- спойлеры.

Предкрылки состоят из четырех секций.

Выпуск и уборка предкрылков происходит под действием подъемников, работающих от гидропривода вращательного действия.

Направляющими для выдвижения предкрылков являются прикрепленные к ним рельсы, перемещающиеся между роликами кареток, установленными на переднем лонжероне крыла.

Внешние и внутренние выдвижные двухцелевые закрылки приводятся в движение винтовыми механизмами.

Спойлеры, состоят из двух внутренних секций, работающих только в тормозном режиме при пробеге на земле, и пяти внешних секций, работающих в элеронном, полетном и тормозном режимах.

Секции спойлеров представляют собой клеенную конструкцию из композиционных материалов с сотовым наполнителем.

Отклонение спойлеров осуществляется гидроцилиндрами.

Управление элеронами осуществляется тремя рулевыми приводами.

Фюзеляж

Конструктивно-силовая схема фюзеляжа типа полумонокок овального сечения. В герметичной части фюзеляжа размещены: кабина экипажа, пассажирский салон, багажно-грузовые отсеки и другое оборудование ВС.

Хвостовая часть фюзеляжа – негерметичная. К ней крепится стабилизатор и киль. В хвостовой части располагаются два технических отсека и отсек ВСУ; отделенный противопожарной перегородкой.

Фюзеляж состоит из «работающей» обшивки и каркаса, включающего набор стрингеров и шпангоутов.

В передней части фюзеляжа располагается негерметичный отсек передней стойки шасси. В средней части фюзеляж стыкуется с центропланом крыла.

На фюзеляже имеются:

- 2 входные двери по левому борту;
- 2 служебные двери по правому борту;
- аварийные выходы, расположенные по обоим бортам;
- люки 2 багажно-грузовых отсеков по правому борту.

Все двери закрываются и открываются как изнутри, так и снаружи самолета.

Для предупреждения взлета самолета с открытыми дверями и люками, а также для информирования экипажа о положении входных и служебных дверей и люков багажно-грузовых отсеков, попадающих в зону герметизации фюзеляжа, установлена соответствующая сигнализация.

После вызова кадра «Двери» на дисплее КИСС появится мнемосхема размещения дверей и люков, на которой открытые двери (люки) обозначаются желтым цветом. После закрытия дверей (люков) соответствующие обозначения мнемосхемы изменяют цвет на зеленый.

Хвостовое оперение

Хвостовое оперение самолета классической (стандартной) схемы состоит из горизонтального и вертикального оперения.

К горизонтальному оперению относятся переставной стабилизатор и РВ. Стабилизатор может изменять угол установки в полете.

Стабилизатор прикреплен к фюзеляжу посредством передних опор через рулевые приводы и задних опор. Ось задних опор является осью вращения стабилизатора. Перестановка стабилизатора производится тремя приводами.

РВ закреплен на заднем лонжероне стабилизатора.

К вертикальному оперению относятся киль и руль направления (РН).

Форкиль находится в передней части киля.

РН расположен в хвостовой части киля, состоит из двух секций: верхней и нижней.

Гидросистема самолета

Общие сведения

Гидравлическая система состоит из трех ГС, которые обеспечивают работу систем самолета в ожидаемых условиях эксплуатации и на отказах.

В качестве аварийного источника давления ГС применена ветронасосная установка с приводом от набегающего потока, при этом обеспечивается управление самолетом и выпуск шасси. Ветронасосная установка установлена в первой ГС.

Контроль за ГС осуществляется по приборам, установленным на панели ГС верхнего ПП и на щитке ГС пульта наземной подготовки, а также по кадрам «ГС СИГН» и «ДВ/СИГН» КИСС [2].

Основная рабочая жидкость ГС Skydrol LD-4.

ГС обеспечивают работу следующих потребителей и систем:

- системы основного управления рулями (стабилизатора, РН, РВ, элеронов) – 1, 2, 3 ГС;
- предкрылками – 1, 2 ГС;
- закрылками – 1, 3 ГС;
- спойлерами – 1, 3 ГС;
- основной подсистемы уборки и выпуска шасси – 2 ГС;
- резервной подсистемы выпуска шасси – 3 ГС;
- аварийной подсистемы выпуска шасси – 1 ГС;
- основной тормозной системы – 2 ГС;
- системы резервного и стояночного торможения – 1 ГС;
- система управления поворотом колес носовой стойки – 1, 3 ГС;
- системы управления реверсом левого авиадвигателя – 1 ГС;
- правого авиадвигателя – 3 ГС.

Управление ГС и их потребителями электродистанционное.

Источники давления гидросистемы

Основным источником гидравлической мощности в 1 ГС является насос НП-123 переменной производительности, установленный на коробке самолетных агрегатов левого авиадвигателя. Максимальная производительность насоса при давлении 190 кг/см^2 – не менее 190 л/мин . Давление ГС при нулевой производительности – 210 кг/см^2 . Контроль за работой насоса осуществляется:

- по индикатору манометра «ГС1», установленному на панели ГС верхнего пульта пилотов (ПП);
- по погасанию желтого табло «Р МАЛО» при срабатывании сигнализатора давления;
- по переключению индекса насоса (Н1) в рабочее состояние на мнемосхеме ГС в кадре «ГС».

При этом давление в ГС должно устанавливаться в пределах $200\text{—}220 \text{ кг/см}^2$.

Резервным источником давления для ГС1 служит электрическая насосная станция (НС) с подачей не менее $36,5 \text{ л/мин}$ при давлении 185 кг/см^2 и не менее 55 л/мин при 120 кг/см^2 . НС предназначена для создания гидравлической мощности в первой ГС при отказе левого авиадвигателя или при отработках на земле. Автоматическое включение НС на земле и в полете происходит при отказе левого авиадвигателя. Принудительно НС включается нажатием кнопки «НС1 ВКЛ» на панели гидросистемы. Включение НС контролируется по загоранию зеленого поля «ВКЛ» кнопки «НС1 ВКЛ» при срабатывании сигнализатора, а также по переходу индекса НС в рабочее положение на мнемосхеме в кадре «ГС». При этом по индикатору манометра «ГС1» наблюдается повышение давления в первой ГС до $200\text{—}220 \text{ кг/см}^2$.

Источником давления в полете с двумя отказавшими авиадвигателями в первой ГС является ветронасосная установка ВД-004В. Ветронасосная установка (ВД) по сигналу отказа двух самолетных авиадвигателей выпускается в поток воздуха автоматически, под действием пружины и собственного веса.

Контроль за работой ветронасосной установки осуществляется по индикатору манометра «ГС1» на панели ГС, по загоранию зеленой надписи «ВКЛ» кнопки «ВД» при срабатывании сигнализатора, и по переходу индекса «ВД» в рабочее состояние на мнемосхеме в кадре «ГС».

Принудительный выпуск ВД осуществляется кнопкой «ВД». Подача ВД составляет не менее 70 л/мин при давлении 183 кг/см^2 . Ветронасосная установка установлена на правом борту в районе 52—62 шпангоутов (шп.).

В начале работы, после запуска авиадвигателя на земле, при охлажденной гидрожидкости до температуры ниже минус 20° , необходимо производить разогрев жидкости ГС до температуры выше минус 20° .

На панели ГС пульта наземной подготовки установлен индикатор «ГС1», на котором указывается величина давления в ГС. Кроме того, желтое табло «Р МАЛО», установленное рядом с индикатором, сигнализирует падение давления в ГС ниже 100 кг/см^2 .

Основными источниками давления во второй ГС являются два насоса НП-123.

Контроль за работой насосов осуществляется по индикатору манометра «ГС2», установленному на панели ГС верхнего ПП, по погасанию желтого табло «Р МАЛО» по сигналу от сигнализатора давления и по индексам «Н2» и «Н3» в мнемосхеме кадра «ГС».

Резервным источником гидравлической мощности во 2 ГС является электрическая НС.

НС включается в полете, а также используется на земле. НС включается кнопкой «НС2» на панели ГС верхнего ПП.

Включение НС контролируется по загоранию зеленой надписи «ВКЛ» кнопки «НС2» при срабатывании сигнализатора, а также по индексу НС на мнемосхеме в кадре «ГС». При

этом по индикатору манометра «ГС2» наблюдается повышение давления во 2 ГС до 200—220 кг/см².

Основным источником гидравлической мощности в 3 ГС является насос НП-123, установленный на правом авиадвигателе.

Контроль за работой насоса осуществляется по индикатору манометра «ГС3», установленному на панели ГС верхнего ПП, на который приходит сигнал от датчика, по погасанию желтого табло «Р МАЛО» по сигналу от сигнализатора давления и по индексу насоса «Н4» в мнемосхеме кадра «ГС».

Резервным источником гидравлической мощности в третьей ГС является НС.

Наддув гидробаков предназначен для исключения явления кавитации в насосах поддержания давления жидкости на входе в насосы ГС в диапазоне 1,8—4,65 кг/см².

Особенности эксплуатации гидросистемы

Для получения своевременной информации об изменениях режимов работы ГС на самолете применяется следующая сигнализация и индикация:

- сигнализация падения давления в 1, 2 и 3 ГС ниже 100 кг/см^2 ;
- индикация работы и отключения насосов ГС;
- сигнализация включения НС и ветронасосной установки ВД-004В;
- сигнализация включения кранов кольцевания;
- сигнализация о переходе на резервный наддув гидробаков;
- сигнализация о минимальном уровне жидкости в баке каждой ГС;
- сигнализация закрытия перекрывных кранов;
- сигнализация о повышенной температуре жидкости в гидробаках.

Сигнализация падения давления в ГС. При падении давления в 1, 2 и 3 ГС ниже 100 кг/см^2 на панели ГС верхнего ПП загораются желтые табло «Р МАЛО ГС1, ГС2, ГС3». При этом в кадре «ДВ/СИГН» загорается желтая надпись «ГС1 ГС2 ГС3 ДАВЛ МАЛО» и горит ЦСО.

При срабатывании сигнализаторов давления в кадре «ГС» меняется положение индексов насосов «Н1» и «Н4». При замкнутых контактах (давление ниже 100 кг/см^2 индексы в нерабочем положении, а при разомкнутых контактах (давление более 100 кг/см^2 индексы в рабочем положении, при этом линии индексов совпадают с линиями ГС и окрашиваются в зеленый цвет.

Для контроля за работой насосов Н2 и Н3 второй ГС предусмотрены дополнительные сигнализаторы давления, установленные в линиях нагнетания насосов на авиадвигателях.

При убранном положении ветронасосной установки на мнемосхеме в кадре «ГС» индекс «ВД» белого цвета и находится в убранном положении. При выпущенном ВД в кадрах «СИГН» и «ДВ/СИГН» на земле высвечивается надпись «ГС1 ВД НЕ УБРАН» и сигнал «К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ», а также на кнопке выпуска ВД на панели гидросистемы верхнего ПП загорается желтая надпись «ВКЛЮЧИ». При появлении давления за ветронасосом более 100 кг/см^2 индекс ВД переключается в выпущенное положение и окрашивается зеленым цветом, на панели гидросистемы желтая надпись «ВКЛЮЧИ» гаснет и загорается зеленая надпись «ВКЛ».

При переходе на резервный наддув от СКВ при падении давления в линии за редуктором высокого давления основной системы наддува до 4 кг/см^2 срабатывает сигнализатор давления, замыкая свои контакты. При этом в кадрах «СИГН» и «ДВ/СИГН» на земле появляется надпись «ГС НАДДУВ РЕЗЕРВ», а на мнемосхеме ГС в кадре «ГС» КИСС – надпись «НАДДУВ РЕЗЕРВ».

При закрытии перекрывных кранов линий питания насосов 1, 2 и 3 ГС загораются светодиоды, расположенные на панели «ГИДРОСИСТЕМА» пульта наземной подготовки при этом закрываются перекрывные краны и загораются соответствующие на светодиоды.

Система управления самолетом

Общие сведения

Самолет оснащен ЭДСУ, которая в соответствии с алгоритмом на обоих ВС при работе в нормальном законе, вне зависимости от усилия, прилагаемого пилотом к органам управления, вычислители предотвратят чрезмерно энергичные маневрирования и превышение ограничений режимов полета.

Штурвальное управление по тангажу и крену осуществляется с помощью миништурвалов с преодолением усилий пружинных загрузочных устройств.

В системе управления рулями имеется 4 контура управления: 1) основной контур ЭДСУ; 2) резервный контур ЭДСУ, переход на который осуществляется автоматически при отказе цифровых вычислителей АСШУ; 3) аварийный контур ЭДСУ, переход на который в системах управления элеронами, РВ и направления осуществляется автоматически при последовательных отказах основного цифрового и резервного аналогового контуров АСШУ, а в системах управления стабилизатором и спойлерами после отказа основного цифрового контура АСШУ; 4) аварийный механический контур, который обеспечивает гарантированное управление самолетом при полной потере электропитания.

Основной контур системы управления с цифровыми вычислителями, в которых используются сигналы угловых скоростей, углов атаки и крена, нормальной перегрузки, скорости полета и т. д., обеспечивает наилучшие характеристики устойчивости и управляемости, предотвращает выход самолета за пределы эксплуатационных ограничений по углу атаки, перегрузке, крену и скорости полета.

Управление элеронами

Работа основной ЭДСУ элеронов обеспечивается цифровым вычислителем АСШУ.

Работа резервной ЭДСУ элеронов обеспечивается аналоговым вычислителем АСШУ.

Работа аварийной ЭДСУ элеронов обеспечивается без вычислителей АСШУ.

Переход на резервную ЭДСУ происходит при отказе соответствующего цифрового вычислителя АСШУ.

Переход на аварийную ЭДСУ происходит при последовательных отказах соответствующих цифрового и аналогового вычислителей АСШУ.

Управление элеронами и спойлерами по крену осуществляется перемещением влево или вправо миништурвалов, соединенных между собой механической проводкой. Пружинная тяга, обеспечивает возможность отклонения миништурвала, пересиливая воздействие на другой миништурвал.

Левый и правый миништурвалы входят в состав пультов ручного управления, расположенных перед креслами левого и правого пилотов соответственно.

Загрузка миништурвалов при штурвальном управлении по крену осуществляется двумя основными пружинными загрузчиками и аварийной механической проводкой управления спойлерами.

При автоматическом управлении по крену дополнительно к указанной выше загрузке миништурвалов с помощью электромагнита ЭМТ-369 подключается пружинный загрузчик.

Привод элеронов состоит из шести одноканальных гидромеханических необратимых рулевых приводов поступательного действия (по три на каждой части крыла), четырех ЭДСУ (по две системы на каждой части крыла), и механической проводки, связывающей рулевые приводы с рулевыми агрегатами РА86 из состава ЭДСУ и с центрирующими пружинными тягами.

Рулевые агрегаты РА86 элеронов управляют рулевыми приводами РП95 элеронов.

Сигналы перемещения миништурвалов пультов ручного управления левого и правого пилотов по крену поступают в цифровой вычислитель АСШУ.

Сигналы поперечной балансировки поступают в цифровой вычислитель АСШУ с переключателя «ТРИММИРОВАНИЕ КРЕН» при повороте его ручки влево или вправо до упора.

Загрузка миништурвалов по крену при штурвальном управлении осуществляется:

- двумя основными пружинными загрузчиками;
- пружинной тягой и механическими элементами проводки спойлеров от миништурвалов до вспомогательного привода РП97.

При отказе двух систем ЭСУД на правом крыле или при отказе 1 или 2 ГС пружинная тяга приводит выходные звенья агрегатов РА86 элеронов и входные звенья приводов РП95 элеронов правого крыла в положение, соответствующее 1,5 градусам от нейтралы вниз.

При отказе двух систем ЭСУД на левом крыле или при отказе 1 или 3 ГС пружинная тяга приводит выходные звенья агрегатов РА86 элеронов и входные звенья приводов РП95 элеронов левого крыла в положение, соответствующее 1,5 градусам от нейтралы вниз.

В корневой части правой рукоятки правого и левой рукоятки левого миништурвалов установлен двухклавишный переключатель «ПИКИР-КАБРИР», предназначенный для ручной балансировки по тангажу, а на обоих рогах миништурвалов – переключатель «СПУ-РАДИО» для включения переговорного устройства и радио.

На правом роге правого и левом роге левого миништурвалов установлена кнопка «ОТКЛ АП» для быстрого отключения автоматического управления.

При перемещении миништурвала «на себя» и «от себя» осуществляется перемещение тяги системы управления РВ.

При повороте миништурвала осуществляется перемещение тяги системы управления элеронами и спойлерами.

При нажатии на клавиши переключателя «ПИКИР-КАБРИР» обжимаются кнопки микропереключателей и выдается сигнал на балансировку самолета по тангажу.

При первом нажатии на клавишу переключателя «СПУ-РАДИО» срабатывает контактная группа, включающая СПУ. При дальнейшем движении клавиши происходит отключение СПУ и срабатывание второй контактной группы, включающей РАДИО.

Руль направления

Основная ЭДСУ РН работает с цифровым вычислителем АСШУ.

Резервная ЭДСУ РН работает с аналоговым вычислителем АСШУ.

Аварийная ЭДСУ РН работает без вычислителей АСШУ.

Аварийный механический контур РН работает без участия ЭСДУ.

Переход на резервную ЭДСУ осуществляется при отказе цифрового вычислителя АСШУ.

Переход на аварийную ЭДСУ осуществляется при отказах цифрового и аналогового вычислителей АСШУ.

Переход на аварийный механический контур осуществляется при отказе всех систем ЭДСУ.

Управление РН осуществляется перемещением педалей, входящих в состав пультов ножного управления (ПНУ), которые расположены перед пилотами.

Усилия на педалях создаются двумя пружинными загрузателями.

Триммирование по курсу осуществляется переключателем, расположенном на панели триммирования центрального пульта.

При работе резервного ЭДСУ управление РН осуществляется по сигналам аналогового вычислителя АСШУ и сигналам датчика положения педалей левого пилота.

При последовательных отказах цифрового и аналогового вычислителей АСШУ осуществляется переход на аварийную ЭДСУ РН.

При работе аварийного ЭДСУ управление РН осуществляется по сигналам с датчиков положения педалей левого пилота.

При отказах одной или двух ЭДСУ РН, при отказе одной или двух ГС отклонение РН обеспечивается любой оставшейся работоспособной ЭДСУ.

Включение в работу аварийного механического контура управления РН происходит за счет включения вспомогательного привода руля.

При нажатии на педаль поворачивается связанная с ней качалка управления РН. Одновременно вторая тяга, перемещаясь в обратном направлении, поворачивает перемещает вторую педаль.

Регулирование педалей в пределах 162 мм под рост пилота осуществляется с помощью ручки, установленной на ПНУ. Ручка вращает вал, по резьбе которого перемещается винт. Винт поворачивает поводок, а вместе с ним и штанги, которые перемещают педали ближе или дальше по отношению к пилоту.

Руль высоты

Основная ЭДСУ РВ работает с цифровым вычислителем АСШУ.

Резервная ЭДСУ РВ работает с аналоговым вычислителем АСШУ.

Аварийная ЭДСУ РВ работает без вычислителей АСШУ.

Аварийный механический контур РВ работает без участия ЭСДУ.

Переход на резервную ЭДСУ осуществляется при отказе цифрового вычислителя АСШУ.

Переход на аварийную ЭДСУ осуществляется при отказах цифрового и аналогового вычислителей АСШУ.

Переход на аварийный механический контур осуществляется при отказе всех систем ЭДСУ.

Управление РВ производится отклонением «на себя» или «от себя» двух миништурвалов, соединенных между собой механической проводкой, в состав которой входит пружинная тяга, позволяющая отклонить миништурвал, пересиливая воздействие на другой миништурвал.

Привод РВ состоит из шести одноканальных гидромеханических необратимых рулевых приводов поступательного действия (по три на каждой секции РВ), четырех ЭДСУ и механической проводки, связывающей приводы РВ с центрирующими пружинами и рулевыми агрегатами РА86.

Основные пружинные загрузчики обеспечивают создание усилий на миништурвалах пропорциональных их перемещению от нейтрали.

Дополнительные пружинные загрузчики обеспечивают создание дополнительных усилий на миништурвалах при их перемещении «на себя», зависящие от режима полета.

Упругий упор обеспечивает создание дополнительных усилий на миништурвалах пропорциональных их перемещению «от себя» на 48 мм и более.

Обжатие дополнительного пружинного загрузчика или упругого упора приводит к «скачку» усилий в 15 кг и увеличению в два раза градиента усилий на миништурвалах.

Дополнительный загрузчик подключается независимо от режима полета при перемещении миништурвалов «на себя» на 90 мм и более.

В аварийном механическом контуре управления РВ отклонение миништурвалов через тросовую проводку и вспомогательный привод передается к рулевым приводам РВ.

При отказе типа «заклинивание» в проводке управления РВ необходимо рассоединить левый и правый пульты управления с помощью механизма расцепления. Для этого нужно потянуть рукоятку «РАСЦЕП», расположенную на пульте пилотов среднем, в соответствии с надписью на рукоятке.

Управление стабилизатором

Основная ЭДСУ стабилизатора работает с цифровым вычислителем АСШУ.

Аварийная ЭДСУ стабилизатора работает без цифрового вычислителя АСШУ.

Аварийный механический контур стабилизатора работает без привода стабилизатора.

Переход на аварийную ЭДСУ происходит при отказе цифрового вычислителя АСШУ.

Переход на управление аварийным механическим контуром осуществляется при отказе вычислителя АСШУ или принудительно пилотом с помощью выключателя ПАБ (под колпачком) на среднем пульте пилотов.

Перестановку стабилизатора осуществляет привод стабилизатора, состоящий из трех гидромеханических рулевых приводов, двухканального электрического привода автоматической балансировки (ПАБ) стабилизатора и механической проводки, связывающей рулевые приводы с механизмом балансировки.

Отклонение стабилизатора при штурвальном управлении самолетом пилотами и при автоматическом управлении самолетом по сигналам ВСУП осуществляется через основную ЭДСУ стабилизатора.

Штурвальчик ручной балансировки установлен на центральном пульте.

По окружности ободов штурвальных колес, окрашенных в черный цвет, нанесены риски белого цвета.

Вращение любого штурвального колеса вызывает вращение связанного с ними вала и барабана, на котором закреплены троса. Перемещение тросов обеспечивает передачу управляющих сигналов со штурвальчика ручной балансировки к приводу стабилизатора.

Управление закрылками

Закрылки предназначены для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета.

Самолет оборудован четырьмя выдвижными двухцелевыми закрылками: двумя внутренними и двумя внешними. Как внутренние, так и внешние закрылки имеют управляемые хвостовые звенья.

Закрылки расположены по задней кромке крыла между фюзеляжем и элеронами и в убранном положении образуют хвостовую часть крыла.

Выдвижение закрылков осуществляется в направлении воздушного потока.

Навеска закрылков на крыло осуществлена с помощью восьми механизмов закрылков, расположенных в управляемых подкрыльевых балках, и двух торцевых опор, расположенных по бокам фюзеляжа.

Непосредственное перемещение закрылков осуществляется с помощью восьми подъемников, расположенных в подкрыльевых балках. Вращение от привода передается подъемникам с помощью жесткой трансмиссии, обеспечивающей синхронное перемещение закрылков на правой и левой стороне.

Отклонение хвостовых звеньев происходит при движении закрылков и осуществляется посредством качалок и тяг, установленных в механизмах закрылков, и механизма отклонения хвостового звена, смонтированного на лонжероне внутреннего закрылка.

В наземных условиях при отсутствии давления в ГС выпуск и уборка закрылков может осуществляться вручную с помощью ручки, устанавливаемой на редуктор.

Контроль синхронного перемещения закрылков на левой и правой стороне осуществляется системой управления электромеханическими тормозами, которая при нарушении целостности трансмиссии обеспечивает выключение привода закрылков и производит стопорение трансмиссии электромеханическими тормозами ТЭМ-5, установленными на концах трансмиссии.

Ручка управления является основным органом управления закрылками и предкрылками.

Ручка имеет фиксированные позиции «0», «8», «18», «26», «37», выраженные в углах отклонения закрылков.

Переключатель резервного управления закрылками имеет три позиции: «ВЫП» (выпуск), «УБР» (уборка) и нейтральное.

В нейтральном (нерабочем) положении переключатель закрывается предохранительным колпачком.

СПЗ6 является двухканальной электрогидравлической системой с приводом вращательного типа.

Каждый канал системы состоит из электроцепей основного и резервного управления.

Гидравлическое питание каждого канала осуществляется от независимых ГС:

- 1 канал – от 1 ГС;
- 2 канал – от 3 ГС.

В случае выключения или отказа одного из каналов другой канал обеспечивает перемещение закрылков с уменьшенной в два раза скоростью.

В случае выключения или отказа одной из ГС выпуск и уборка закрылков осуществляются с уменьшенной в два раза скоростью.

Рулевой привод является исполнительным механизмом системы СПЗ6.

Каждый из двух гидромоторов привода запитан от самостоятельной ГС.

Гидравлические клапаны выпуска, уборки и питания привода имеют по две (основную и резервную) электрические обмотки управления этими клапанами.

Блоки управления имеют устройство встроенного контроля, обеспечивающее проведение периодических оперативных форм обслуживания, а также поиск неисправности в системах СПЗ6 и СПП6.

Индикация закрылков и сигнализация отказов осуществляется на экране комплексной информационной системы сигнализации на кадрах «УПР», «ДВ/СИГН» и «СИГН».

При отказе одного из каналов одна половина элементов принимает желтый цвет.

При отказе двух каналов обе половины элементов принимают желтый цвет.

При уборке механизации крыла на взлете, уходе на второй круг, выпуске перед посадкой работает автоматическая коррекция положения закрылков, которая заключается в задержке перемещения закрылков в заданную ручкой позицию до момента достижения допустимых скоростей полета, соответствующих отклонению закрылков. В результате этого перемещение закрылков может осуществляться с несколькими перерывами, продолжительность и количество которых зависит от темпа торможения или разгона самолета.

При нарушении скоростного режима полета коррекция заключается в автоматической подборке закрылков в случае достижения максимальных скоростей допустимых для данной полетной конфигурации.

При переводе ручки управления закрылками из «0» позиции в одну из заданных позиций «8», «18», «26», «37» сначала будут выпускаться предкрылки. И только после отклонении предкрылков на 10° в заданную позицию начнут выпускаться закрылки.

При переводе ручки управления закрылками на уборку закрылки убираются в заданную ручкой позицию. Если ручка будет установлена в позицию «0», то после уборки закрылков до 8° начинается уборка предкрылков.

Резервный режим управления закрылками включается при открытии колпачка одноименного переключателя.

При установке переключателя резервного управления закрылков в позицию «ВЫП» («УБР») закрылки начинают выпускаться (убираться). При достижении закрылками требуемого положения необходимо переключатель резервного управления перевести в нейтральную позицию. При этом закрылки остановятся.

Диапазоны положений ручки, соответствующие взлетному и посадочному положениям предкрылков и закрылков, обозначены на трафарете надписями «ВЗЛЕТ» и «ПОСАДКА». Взлетное положение закрылков обозначено на трафарете широкой белой полосой. При установке ручки в положение 18° две узкие белые полосы на стержне ручки располагаются как продолжение широкой полосы на трафарете.

Для перестановки ручки из одной фиксированной позиции в другую необходимо поднятием фиксатора за плечики вверх вывести его из паза сектора и переместить ручку вдоль продольного паза до фиксации на выбранном угле.

Наличие на секторе выступа и широкой белой полосы на трафарете позволяют свести к минимуму случаи ошибочной установки ручки в рядом расположенные с позицией 18° другие позиции, в особенности при уходе на второй круг при уборке закрылков из посадочного в промежуточную позицию 18° .

Усилие подъема фиксатора составляет 3,0—3,7 кг.

Усилие перемещения (поворота) ручки составляет 1,4...2,0 кг.

Это усилие может регулироваться поджатием пружин с помощью регулировочного болта.

Управление предкрылками

Предкрылки предназначены для устранения срыва потока на передней верхней поверхности крыла при больших углах атаки.

Самолет оборудован внутренними и внешними предкрылками. На каждой стороне крыла имеются одна секция внутреннего предкрылка (секция I) и три секции внешних предкрылков (секции II, III и IV). Секции предкрылков II, III и IV шарнирно соединяются между собой.

В убранном положении предкрылки образуют переднюю кромку крыла по всему размаху. Внутренние предкрылки расположены между пилонами авиадвигателей и фюзеляжем, а внешние – от пилонов до конца крыла.

С одной стороны подъемники крепятся к первому лонжерону крыла, а с другой стороны – к предкрылкам.

Передача вращения и крутящего момента от силового привода к шариковинтовым подъемникам осуществляется трансмиссией.

Трансмиссия предкрылков расположена между обтекателем носка крыла и первым лонжероном и устанавливается на промежуточных шарикоподшипниковых опорах.

Соединение валов трансмиссии между собой, с редукторами, опорами и подъемниками осуществляется посредством шлицевых соединений, которые позволяют компенсировать осевые перемещения валов трансмиссии, вызванные угловыми перемещениями подъемников при выпуске и уборке предкрылков, а также деформацией крыла в полете. В случае рассинхронизации левой и правой ветвей трансмиссии происходит стопорение трансмиссии электромеханическими тормозами ТЭМ-5, установленными на концевых участках трансмиссии.

Ручка управления является основным органом управления закрылками и предкрылками. Ручка кинематически связана с блоком БДКВ-12, который является командным датчиком и входит в комплект системы перемещения закрылков СПЗ6.

Переключатель резервного управления «ПРЕДКР» служит для управления предкрылками в резервном режиме. Переключатель имеет три позиции: «ВЫП» (выпуск), «УБР» (уборка) и нейтральное. В нейтральном (нерабочем) положении переключатель закрыт предохранительным колпачком.

Система перемещения предкрылков СПП6 предназначена для управления предкрылками на режимах взлета, посадки и ожидания.

Система СПП6 включает в себя:

- электрогидравлический рулевой привод РП84—01;
- два блока датчиков угла и микровыключателей.

Система СПП6 является двухканальной электрогидравлической системой с приводом вращательного типа. Каждый канал системы состоит из электроцепей основного и резервного управления.

Гидравлическое питание каждого канала осуществляется от независимых ГС: 1 канал – от 1 ГС, 2 канал – от 2 ГС.

В случае выключения или отказа одного канала другой канал обеспечивает перемещение предкрылков с уменьшенной в два раза скоростью.

В случае выключения или отказа одной из ГС выпуск или уборка предкрылков происходит с уменьшенной в два раза скоростью и в основном, и в резервном режимах управления.

Каждый из двух гидромоторов привода запитан от самостоятельной ГС.

Блоки управления имеют устройство встроенного контроля, обеспечивающее проведение периодических и оперативных форм обслуживания, а также поиск неисправности в системах СПП6 и СПЗ6.

При убранном положении предкрылков табло сигнализации не горит. При положении предкрылков между углами 0° и 17° табло « 19° » мигает, а табло « 23° » не горит. При положении предкрылков между углами 21° и 23° табло « 19° » не горит, а табло « 23° » мигает. При взлетном положении предкрылков 19° горит табло « 19° ». При посадочном положении предкрылков 23° горит табло « 23° ».

При уборке механизации крыла на взлете, уходе на второй круг, выпуске перед посадкой работает автоматическая коррекция положения предкрылков, которая заключается в задержке перемещения предкрылков в требуемое положение до момента достижения допустимых скоростей полета, соответствующих отклонению предкрылков. В результате этого перемещение предкрылков может осуществляться с несколькими перерывами, продолжительность и количество которых зависит от темпа торможения или разгона самолета.

При нарушении скоростного режима полета автоматическая коррекция заключается в:

- подборке предкрылков в случае превышения максимальных скоростей полета самолета для данной полетной конфигурации;
- выпуске предкрылков на необходимые углы при положении ручки управления на «0» в случае достижения самолетом минимальных допустимых скоростей.

При переводе ручки из позиции «0» в фиксируемую позицию «8» или «18» произойдет выпуск предкрылков на угол 19° , а при переводе ручки в позицию «26» или «37» предкрылки будут выпускаться на угол 23° . При этом в момент достижения предкрылками угла 10° начнут выпускаться закрылки. При установке ручки в позицию «0» сначала убираются закрылки; при достижении закрылками 8° начинают убираться предкрылки.

Резервный режим управления предкрылками включается при открытии колпачка одноименного переключателя.

При установке переключателя резервного управления предкрылков в позицию «ВЫП» («УБР») предкрылки будут выпускаться (убираться). При достижении предкрылками требуемого положения необходимо переключатель резервного управления перевести в нейтральную позицию. При этом предкрылки остановятся.

В крайних положениях предкрылков реле отключаются микровыключателями блоков 1 и 2, напряжение с обмоток электрогидравлических клапанов снимается и привод останавливается.

Управление спойлерами

Система управления спойлерами с работающими цифровыми вычислителями АСШУ обеспечивает отклонение спойлеров для поперечного управления, а также симметричный выпуск спойлеров для снижения и при пробеге на земле и тормозном режиме для торможения при пробеге на земле при штурвальном управлении самолетом пилотами и при автоматическом управлении полетом по сигналам ВСУП.

Примечание: Ошибочно заявлять, что спойлеры работают как воздушные тормоза для снижения скорости полета. Непонятно для чего необходимо расходовать керосин, т. е. увеличивать тягу авиадвигателей из-за увеличения лобового сопротивления? Проще уменьшить скорость самолета за счет уменьшения тяги авиадвигателей. Принцип работы спойлеров во всех трех режимах одинаков – это ухудшение картины обтекания крыла в зоне отклонения спойлеров, срыв потока за спойлерами и уменьшение подъёмной силы крыла. В полете, как правило, отклонение спойлеров требуется для снижения самолета с нужной вертикальной скоростью, а не для уменьшения скорости полета.

При работе основного контура ЭДСУ спойлеров симметричный выпуск спойлеров при превышении максимально допустимой скорости осуществляется автоматически по сигналам из цифровых вычислителей АСШУ, которые поступают в блоки БУК17.

При работе основного контура ЭДСУ спойлеров симметричный выпуск спойлеров для торможения при пробеге на земле осуществляется автоматически при обжатию главных стоек шасси и установки РУД на режим «МАЛЫЙ ГАЗ» по управляющим сигналам из цифровых вычислителей АСШУ, которые поступают в блоки БУК17 и в агрегаты отключения АО-2 для механического подключения выходных звеньев рулевых агрегатов спойлеров входным звеньям рулевых приводов.

Загрузка миништурвалов по крену при штурвальном управлении осуществляется:

- двумя основными пружинными загрузателями;
- пружинной тягой и механическими элементами проводки спойлеров от миништурвалов до вспомогательного привода РП97.

Основные пружинные загрузатели и указанные пружинная тяга и механические элементы проводки спойлеров обеспечивают загрузку миништурвалов по крену пропорционально их перемещению «вправо-влево» из нейтрального положения.

При отказах соответствующих цифровых вычислителей АСШУ независимо от работоспособности аналоговых вычислителей АСШУ осуществляется автоматическое переключение в системах СДУ6 спойлеров и в агрегатах отключения АО-2 на работу через аварийный контур ЭДСУ спойлеров.

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.