

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

КУЙБЫШЕВСКИЙ ОРДЕНА ТРУДОВОГО
КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
имени академика С. П. КОРОЛЕВА

Ю. М. МОРОЗОВ

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА ТУ-154

*Утверждено редакционным советом института
в качестве учебного пособия*

Морозов Ю. М. Система управления самолета Ту-154. — Куйбышев: Куйбышевский авиационный институт, 1984. — 64 с.

В пособии рассматриваются особенности конструкции и работы системы управления самолета Ту-154. Пособие предназначено для студентов специальности 1610 факультета «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» при изучении ими курсов «Конструкция самолетов, вертолетов и двигателей ГА», «Техническая эксплуатация и безопасность полетов летательных аппаратов» и выполнении соответствующего цикла лабораторных работ, а также при курсовом и дипломном проектировании по эксплуатационной тематике.

Ил. 33, библиогр. — 7 назв.

Рецензенты: М. М. Апасов, И. В. Дема

ВВЕДЕНИЕ

Система управления самолетом является одной из наиболее ответственных систем самолета, от нормальной работы которой непосредственно зависит безопасность полетов.

С увеличением скоростей и высот полета существенным образом изменяются характеристики устойчивости и управляемости самолета, что усложняет технику пилотирования, снижает точность выдерживания пилотом требуемого режима полета и повышает его утомляемость. В таких условиях обычная схема управления самолетом, при которой командные рычаги непосредственно связаны проводкой управления с рулевыми поверхностями, становится неэффективной, а в ряде случаев вообще неспособной обеспечить приемлемые характеристики устойчивости и управляемости самолета. Это обусловило необходимость введения в систему управления специальных устройств и образования в ней наряду с контуром ручного управления дополнительного контура автоматического управления.

Введение в систему управления новых агрегатов, широкое использование электроники привели к существенному усложнению конструкции системы управления. Однако, при этом не только облегчились условия работы пилота, но и появилась возможность улучшить характеристики устойчивости и управляемости, чего не удавалось достичь обычными аэродинамическими средствами. Именно эти соображения были приняты во внимание при выборе типа системы управления самолетом Ту-154,

а сама она может рассматриваться как наиболее характерная схема системы управления современных транспортных самолетов.

В первой главе пособия рассматриваются некоторые особенности системы управления современного транспортного самолета и приводится общая характеристика системы управления самолета Ту-154. Во второй главе приводятся основные сведения о конструкции систем управления и работе ее агрегатов. При этом обращается внимание на вопросы, связанные с эксплуатацией системы управления.

Приведенные в пособии сведения обобщают и систематизируют материал, изложенный в опубликованных работах, посвященных вопросам конструкции самолета Ту-154 [1—7].

1. ОСОБЕННОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СОВРЕМЕННОГО САМОЛЕТА

Увеличение рабочего диапазона скоростей и высот полета современных самолетов привело к появлению ряда особенностей, связанных с существенным изменением их характеристик устойчивости и управляемости. В частности, это вызвало повсеместное применение стреловидных крыльев и хвостового оперения, а также обусловило целый ряд конструктивных особенностей планера и отдельных систем самолета. Из таких особенностей, в той или иной степени связанных с устойчивостью и управляемостью самолета, необходимо отметить следующие:

- применение мощной механизации крыла, позволяющей получить приемлемые взлетно-посадочные характеристики;

- использование наряду с элеронами дополнительных средств поперечного управления;

- применение переставного в полете стабилизатора, позволяющего осуществлять при помощи руля высоты продольную балансировку в широком диапазоне центровок и скоростей полета самолета, а на сверхзвуковых скоростях — цельноповоротного управляемого стабилизатора;

- использование необратимых бустерных систем управления рулевыми поверхностями.

Указанные особенности и рост взлетно-посадочных скоростей, необходимость переработки большого количества информации и все возрастающая плотность воздушного движения приводят к увеличению психофизиологической нагрузки на пилота и определяют необходимость автоматизации процесса управления самолетом. Введение в систему управления различных автоматических устройств позволяет также значительно легче (по сравнению с аэродинамическими средствами) устранить отдельные недостатки устойчивости и управляемости современных самолетов путем искусственного изменения некоторых аэродинамических коэффициентов, характеристик самой системы управления и динамических характеристик самолета в целом.

Таким образом, традиционная схема системы непосредственного управления рулями самолета, при которой командный рычаг и рулевая поверхность жестко связаны проводкой управления, уступает место более гибкой схеме, предусматривающей параллельную работу пилота и автоматики.

Автоматизированная система управления современного самолета обеспечивает:

передачу управляющих сигналов от пилота к органам системы управления, непосредственно отклоняющую рулевую поверхность (бустерам);

усиление мощности управляющих сигналов, поступающих к органам управления (рулям) за счет использования гидроусилителей (бустеров), что необходимо для преодоления больших шарнирных моментов рулей;

привычные для пилота условия пилотирования, заключающиеся в имитации усилий на командных рычагах при помощи специальных механизмов загрузки;

получение приемлемых характеристик устойчивости и управляемости. Первое обеспечивается за счет автоматических устройств (демпферов), предназначенных для уменьшения времени затухания продольного короткопериодического движения и боковых колебаний самолета и автоматических устройств для искусственного увеличения степени статической устойчивости самолета относительно его координатных осей (автоматов продольной, поперечной и путевой устойчивости). Второе достигается за счет устройств, автоматически изменяющих в полете величину загрузки рычагов управления и кинематические характеристики системы управления*, которые получили название *автоматов регулирования характеристик системы управления*;

повышение безопасности пилотирования за счет введения в систему управления устройств, сигнализирующих пилоту о приближении к опасным режимам, например, к критическому углу атаки, или принудительно изменяющих в этом случае режим полета. Такие устройства называют *автоматами безопасности*;

* Величину загрузки рычагов управления принято оценивать коэффициентом расхода усилий на перегрузку P^n . Кинематическими характеристиками являются коэффициенты расхода рычагов управления (штурвалов, педалей) на перегрузку X^n и скорость X^v .

Коэффициенты $P^n = \frac{dP}{dn}$ и $X^n = \frac{dX}{dn}$ характеризуют, соответственно, потребные усилия и ход рычага управления, которые необходимы для изменения перегрузки на величину $\Delta n = \pm 1$.

Коэффициент $X^v = \frac{V}{2} \frac{dX}{dV}$ характеризует величину хода рычага управления, необходимую для изменения скорости исходного установившегося полета на 50% при перегрузке $n = 1$.

выполнение задач траекторного управления (в режиме автоматического или директорного управления). К устройствам этого типа относятся «директоры» полета, а также автоматы для навигационных расчетов. «Директоры» полета представляют собой вычислительные устройства, которые производят ряд логико-математических операций, обобщают показания многих приборов и выдают пилоту готовый командный (директорный) сигнал для управления самолетом. По этому сигналу (обычно на приборе «нуль-индикатор») пилоту уже легко определить величину и направление воздействия на самолет. Использование директорных устройств особенно эффективно при дефиците времени, например, в условиях захода на посадку.

Автоматы для навигационных расчетов избавляют пилота от утомительных и однообразных расчетов места нахождения самолета и представляют собой вычислительные устройства, выдающие текущие координаты самолета на специальный планшет с картой местности или указывающие их на специальных счетчиках.

Таким образом, автоматизация системы управления позволяет, с одной стороны, расширить возможности контура ручного управления за счет разгрузки пилота от ряда трудоемких операций и использования более чувствительных, по сравнению с человеком, автоматов, а с другой стороны — улучшить устойчивость и управляемость самолета.

Рассмотрим работу необратимой бустерной системы управления, приняв в качестве типовой структурную схему системы продольного управления самолета Ту-154 (рис. 1). Такая система обеспечивает управление самолетом по тангажу на всех режимах полета как от пилота, так и от автоматической бортовой системы управления АБСУ-154. При управлении от пилота перемещение колонки 1 через жесткие тяги 2 передается на золотник рулевого привода (бустера) 4. Поскольку при необратимой схеме включения бустеров шарнирный момент рулевых поверхностей не передается на штурвальную колонку, имитация усилий на штурвале осуществляется специальными механизмами загрузки 10 и 11. Для снятия усилия, созданного загрузочным устройством, используется электромеханизм триммерного эффекта 9, уменьшающий обжатие пружин механизма загрузки. В режиме автоматического управления перемещение золотника рулевого привода осуществляется электрогидравлическим агрегатом 6, работающим от команд, выдаваемых автоматической бортовой системой управления АБСУ-154. При этом, за счет предварительного натяжения пружин механизмов загрузки и трения в проводке управления усилия от рулевого агрегата на штурвал не передаются.

Таким образом, на самолете имеется как бы две независимые действующие системы управления рулями: обычная необратимая

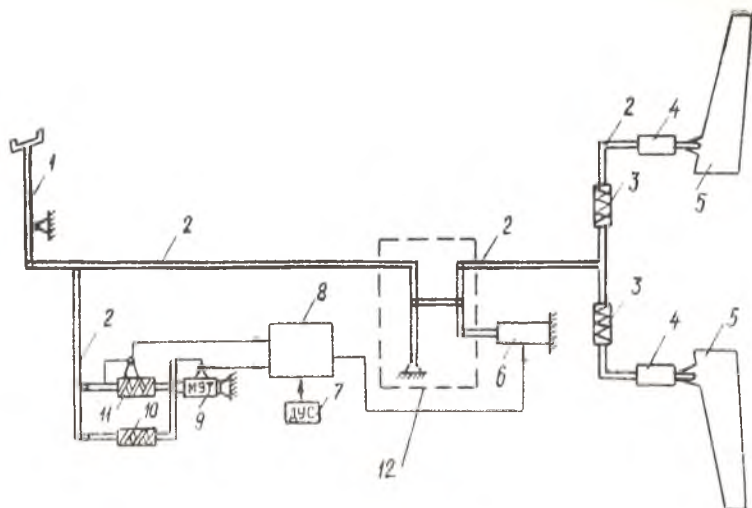


Рис. 1. Структурная схема системы управления рулем высоты самолета Ту-154: 1 — колонка управления; 2 — тяги управления; 3 — пружинная тяга; 4 — рулевые приводы руля высоты (бустеры); 5 — руль высоты; 6 — электрогидравлический рулевой агрегат (РА); 7 — датчик угловой скорости тангажа (ДУС); 8 — вычислитель и усилитель сервопривода рулевого агрегата; 9 — электромеханизм триммерного эффекта; 10 — полетный загрузчик; 11 — взлетно-посадочный загрузчик; 12 — дифференциальная качалка

бустерная система управления рулями от штурвала (контур «ручного управления») и особая, независимая от пилота, система управления теми же рулевыми поверхностями, работающая автоматически и изменяющая положение рулей согласно поступающим от чувствительных элементов (датчиков) сигналам (контур автоматического управления). Независимость работы ручного и автоматического контуров обеспечивается за счет подключения рулевого агрегата 6 (см. рис. 1) в проводку управления при помощи специального кинематического звена 12. Обычно в качестве такого звена используется раздвижная тяга или дифференциальная качалка.

Наличие контура автоматического управления не только облегчает работу пилотов, но и позволяет одновременно улучшить характеристики устойчивости и управляемости. Одним из наиболее часто применяемых на современных самолетах средством их улучшения является включение в систему управления автоматических устройств искусственного демпфирования колебаний самолетов в воздухе. На самолете Ту-154 эту функцию выполняет рулевой агрегат, работающий по специальному закону.

Принцип работы таких устройств (демпферов) основан на авто-

матическом (т. е. без вмешательства пилота) отклонении рулей против начинающегося вращения самолета. В зависимости от того, относительно какой из трех осей парирует начинающееся вращение самолета демпфер, различают демпферы крена, рыскания и тангажа. Величину отклонения руля демпфером на единицу соответствующей угловой скорости вращения самолета называют передаточным числом демпфера и обозначают $K_{\omega x}$, $K_{\omega y}$, $K_{\omega z}$, индексы x , y и z соответствуют демпферам крена, рыскания и тангажа. Передаточное число характеризует, таким образом, величину отклонения рулевой поверхности, приходящуюся на градус в секунду угловой скорости вращения самолета относительно соответствующей оси. Так, размерность коэффициента $K_{\omega z}$, град. руля высоты, градус вращения самолета относительно оси z в секунду. Передаточные числа подбираются в процессе проектирования и доводки самолетов для получения приемлемых характеристик устойчивости и управляемости.

Если демпфер отклоняет руль пропорционально угловой скорости вращения самолета, то закон его работы записывается применительно к демпферу тангажа:

$$\Delta \delta_v = K_{\omega z} \omega_z.$$

По такому закону с передаточным числом $K_{\omega z} = 1$ работает демпфер тангажа в системе продольного управления самолетом Ту-154.

В ряде случаев, если использование демпферов с таким простым законом работы не позволяет получить необходимых характеристик устойчивости и управляемости, применяют более сложные законы. В частности, отклонение руля может быть пропорционально не угловой скорости, а угловому ускорению.

Демпферы используют не только для улучшения затухания собственных колебаний самолета в переходном процессе. Путем применения соответствующих законов управления, демпферы стали использовать и для улучшения характеристик статической устойчивости и управляемости. Такое использование демпферов основано на том, что чувствительный элемент демпфера — датчик угловых скоростей — реагирует на угловую скорость вращения самолета независимо от того, какой причиной вызвано появление этого вращения. Таким образом, демпфер отклоняет рули против начавшегося вращения и при действии на самолет внешнего порыва и при выполнении маневров пилотом. Вследствие этого, для совершения определенных маневров на самолете с демпфером необходимо отклонять рычаги управления больше, чем на этом же самолете без демпфера. В качестве примера рассмотрим работу системы продольного управления самолета Ту-154, где функции демпфера осуществляются рулевым агрегатом РА-56В-1.

Рулевой агрегат РА-56В-1 (далее сокращенно РА) работает по следующему закону:

$$\Delta\delta_{в} = K_{\omega z} \omega_z - K_{ш} K_x \Delta X_{ш},$$

где $\Delta\delta_{в} \leq 10^\circ$ — угол отклонения руля высоты от РА,

$K_{\omega z} = 1$ — передаточное число демпфера тангажа,

ω_z — угловая скорость тангажа,

$K_{ш}$ — коэффициент передачи от штурвала к рулю высоты, характеризующий кинематику системы продольного управления ($K_{ш} = 0,112$ град/мм),

$K_x \leq 0,4$ — передаточное число управляемости в продольном канале АБСУ*.

При неподвижном штурвале ($\Delta X_{ш} = 0$) РА работает как простой демпфер, улучшающий характеристики переходного процесса при изменении режима полета самолета, например, при пологе в условиях турбулентности («болтанки»). В режиме штурвального управления РА улучшает характеристики устойчивости и управляемости. Влияние его заключается в следующем.

Допустим, что пилот отклонил штурвал для создания перегрузки (изменения угла атаки) на величину $\Delta X_{ш}$. При отсутствии РА в системе управления рулем высоты он отклонился бы на угол $\Delta\delta_{в} = K_{ш} \Delta X_{ш}$. За счет наличия РА величина отклонения руля окажется иной. Во-первых, по мере нарастания угловой скорости тангажа вследствие отклонения пилотом штурвала на величину $\Delta X_{ш}$ (начального отклонения руля высоты на $\Delta\delta_{в}$) рулевой агрегат, работая как демпфер, будет непрерывно уменьшать отклонение руля высоты на величину $K_{\omega z} \omega_z$, за счет чего предотвращается заброс перегрузки и происходит более быстрое затухание колебаний самолета в продольной плоскости (рис. 2), т. е. улучшаются характеристики динамической устойчивости самолета. Во-вторых, известно, что величина отклонения руля высоты существенно зависит от скорости, высоты полета, веса и центровки самолета. Так, например, с ростом скорости за счет повышения эффективности рулей величина их потребного отклонения уменьшается, соответственно уменьшается и отклонение штурвала, т. е. коэффициент расхода штурвала X^n падает. Для улучшения условий пилотиро-

* Произведение $K_{ш} K_x$ есть ничто иное, как коэффициент пропорциональности между величиной отклонения штурвала $\Delta X_{ш}$ и отклонением руля высоты $\Delta\delta_{в}$, а $K_{ш} K_x \Delta X_{ш}$ является сигналом управляемости, величина которого определяет степень отклонения самолета от исходного режима полета в результате отклонения пилотом штурвала.

Коэффициент $K_{ш}$ определяется соотношением геометрических размеров звеньев проводки управления, т. е. характеризует кинематику системы и для данного самолета является величиной постоянной. Коэффициент K_x — величина переменная, задаваемая АБСУ в зависимости от высоты и скорости полета самолета.

вания желательны, чтобы этот коэффициент в полете оставался постоянным или изменялся в небольших пределах. В данном случае это достигается за счет изменения величины K_x в зависимости от высоты и скорости полета самолета. При этом коэффициент K_x зависит от высоты и скорости полета таким образом, что РА обеспечивает увеличение угла отклонения руля высоты с ростом высоты полета (уменьшением

скорости) и уменьшение его при малых высотах (больших скоростях) полета самолета. Таким образом обеспечивается почти постоянное значение параметра X^n , что существенно улучшает управляемость самолета и условия работы пилотов. Коэффициент K_x изменяется также и в зависимости от центровки самолета, обеспечивая постоянство X^n во всем диапазоне разрешенных для полета Ту-154 центровок самолета.

Аналогично описанному устройству РА в системе путевого и поперечного управления приводит к улучшению поперечной устойчивости и управляемости и характеристик бокового возмущенного движения. При этом РА работают в этих каналах по отличным от рассмотренного выше, а также и между собой, законам, что связано с особенностями боковой устойчивости и управляемости. Такая система управления обеспечивает легкое и однообразное управление, не зависящее от скорости и высоты полета, веса и центровки самолета, что снижает утомляемость пилотов и повышает безопасность полетов.

Полет с выключенными демпферами приводит к некоторому ухудшению характеристик продольной и боковой устойчивости и управляемости. В продольном канале отключение демпфера тангажа приводит к уменьшению запаса устойчивости примерно на 5—6% САХ, поэтому для снижения отрицательного влияния отказа АБСУ на характеристики самолета рекомендуется выполнять полет при центровках порядка 20—28% САХ с ограничением максимальной приборной скорости полета до 500 км/ч и числа M до 0,8. Кроме этого, несколько ухудшается демпфирование продольного дви-

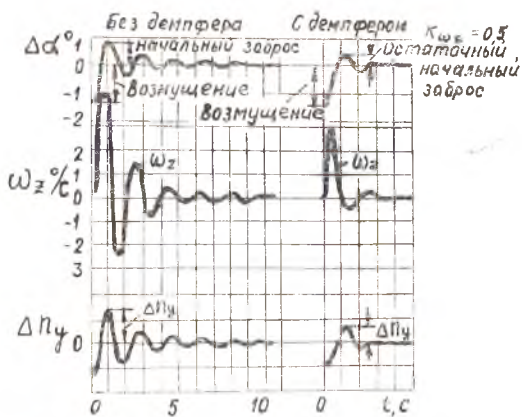


Рис. 2. Характер изменения угла атаки, угловой скорости тангажа и нормальной перегрузки при действии на самолет внешнего возмущения (вертикального порыва)

жения, что увеличивает время затухания колебаний и величину заброса по перегрузке. Поэтому, особенно при пилотировании на больших скоростях полета, необходима более плавная и соразмерная работа штурвалом при изменении режимов полета. В то время как при включенной АБСУ зависимость параметров X^n и P^n от режима полета, центровки и полетного веса практически отсутствует, полет с выключенной АБСУ характеризуется увеличением на малых скоростях полета расхода штурвала и усилий, требуемых для его отклонения, в 1,5—2 раза, а на больших скоростях полета — уменьшением их примерно на ту же величину. На рис. 3 представлена зависимость $X^n = f(M, G)$ при различных законах работы АБСУ в полете.

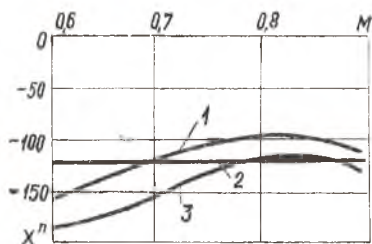


Рис. 3. Зависимость отклонения колонки штурвала по перегрузке $X^n = f(M, G)$ для различных законов работы АБСУ в полете (высота полета 11000 м, центровка 25% САХ, полетный вес 80 т): 1 — самолет с выключенной АБСУ; 2 — самолет с АБСУ, работающей по полному закону; 3 — самолет только с демпферной частью АБСУ.

Полет с отключенными демпферами рыскания и крена приводит к ухудшению затухания боковых колебаний и к некоторому уменьшению эффективности поперечного управления, что особенно заметно на малых скоростях полета.

В целом, полет с отключенной АБСУ отличается большей колебательностью на всех режимах полета, существенно большей легкостью продольного управления при полете на больших скоростях и «затяжелением» продольного управления при полете на малых скоростях, а также уменьшением эффективности поперечного управления на малых

скоростях, а также уменьшением эффективности поперечного управления на малых скоростях. Вместе с тем, характеристики продольной и боковой устойчивости и управляемости самолета Ту-154 с выключенной АБСУ остаются достаточно удовлетворительными.

Для обеспечения «чувства управления» у пилота — ощущения им нагрузок на командных рычагах, согласованных с режимом полета, необходимо, чтобы по мере перемещения командных рычагов от нейтрального положения силы сопротивления возрастали и были направлены в сторону, обратную перемещению. С этой целью при использовании необратимой бустерной системы управления в нее вводятся специальные автоматы усилий, имитирующие нагрузку на командных рычагах в зависимости от усилий полета. Простейшими из них являются пружинные механизмы загрузки. Характеристики пружинных механизмов загрузки, показывающие зави-

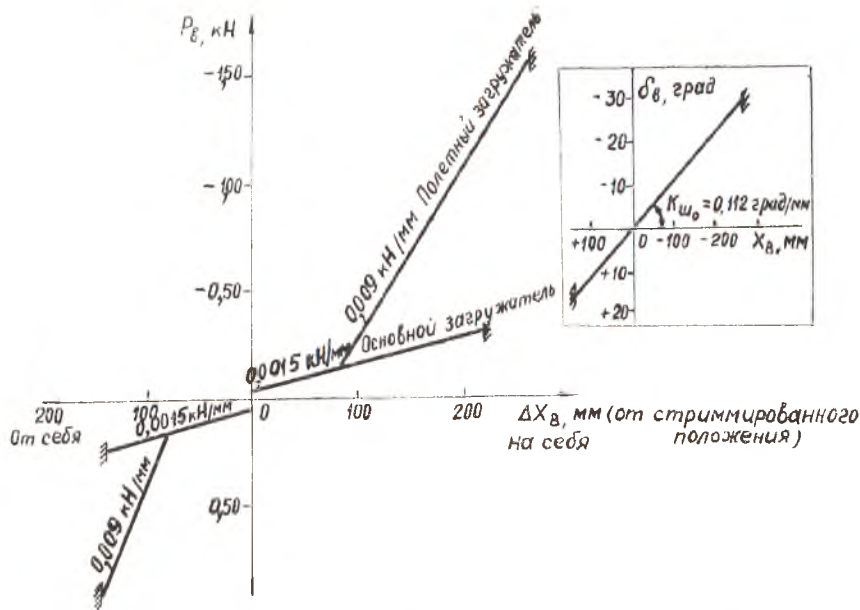


Рис. 4. Характеристика изменения усилий P_B на колонке штурвала при ее отклонении и зависимость отклонения руля высоты от перемещения штурвала $\delta_B = f(X_B)$ (диапазон триммирования по отклонению руля высоты δ_B — от -15° до $\pm 10^\circ$; скорость триммирования 12—15 мм/град по колонке штурвала)

симось величины усилия от хода рычага управления, могут быть трех типов: линейными, с постоянным или переменным по ходу градиентом нарастания усилий («характеристика с изломом») и с ограничением отклонения рычага. В качестве иллюстрации приведены характеристики механизмов загрузки в системах продольного, поперечного и путевого управления самолета Ту-154 (рис. 4—6).

Выбор типа характеристики механизма загрузки связан с летными ограничениями на различных режимах полета. Так, например, для исключения непреднамеренного вывода самолета на опасные перегрузки в продольном направлении в системе управления рулем высоты предусмотрено ступенчатое изменение нагрузки на штурвале при отклонении его на определенную величину («характеристика с изломом»). Такой характер изменения усилий на штурвале обеспечивается за счет подключения в систему управления дополнительного «полетного» загрузителя. Полетный загрузитель предусмотрен также в системе путевого управления самолетом Ту-154.

Полетные загрузители затрудняют для пилота возможность отклонения рулей на большие углы при больших скоростях полета,

поскольку это не вызвано необходимостью из-за возрастания эффективности рулей. Следует учитывать, что большая эффективность рулей может привести к чрезмерным нагрузкам на конструкцию самолета или непреднамеренному выводу его на критические углы

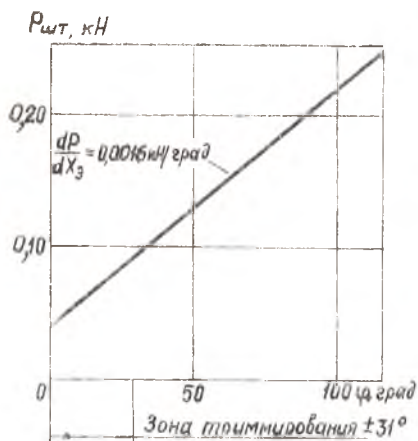


Рис. 5. Характеристика изменения усилий на штурвале $P_{шт}$ при его отклонении на угол φ

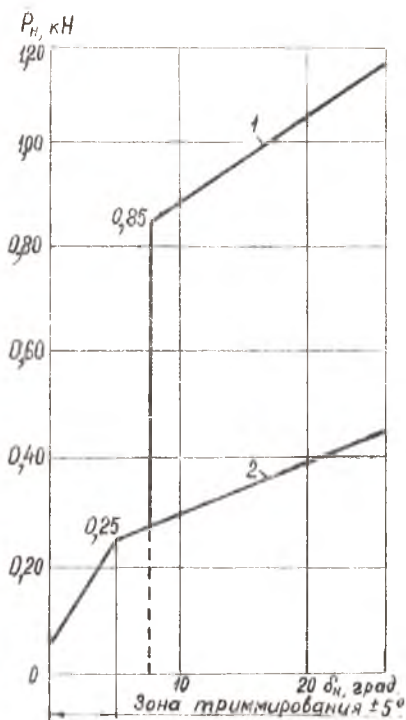


Рис. 6. Характеристика изменения усилий на педалях $P_{п}$ при отклонении руля направления на угол $\delta_{н}$ (угол отклонения руля направления $\delta_{н} = \pm 25^\circ$; угол отклонения педалей $\varphi_{пед} = \pm 17, 45^\circ$; ход педалей $X_{пед} = \pm 125$ мм); 1—полетный загрузчик ($\delta_3 = 0^\circ$); 2—взлетно-посадочный загрузчик ($\delta_3 = 28^\circ$ и 45°)

атаки. При малых отклонениях рулей полетные загрузчики не оказывают влияние на изменение усилий на командных рычагах. Так, в системе продольного управления Ту-154 величина хода штурвала до момента подключения полетного загрузчика, равная ± 75 мм, обеспечивает легкое управление самолетом при создании перегрузок в ходе выполнения маневров в пределах 0,3—1,7 ($\Delta n_y = \pm 0,7$). Случайный же выход на большие перегрузки исключается, так как усилия на штурвале резко возрастают.

Снятие усилий с органов управления (балансировка самолета по усилиям на рычагах) в установившемся режиме полета, напри-

мер, в процессе набора высоты, осуществляется специальными механизмами электротриммирования, устраняющими сжатие пружин механизмов загрузки, вызванное отклонением штурвала или педалей.

Таким образом, система управления современного самолета, сменившая разрозненные автоматические устройства (демпферы, автопилоты и т. п.) является комплексной, предназначенной как для улучшения характеристик устойчивости и управляемости, так и для автоматического траекторного полета. Ее наличие на самолете позволяет повысить безопасность полетов и регулярность движения вне зависимости от метеорологических условий на аэродроме посадки.

2. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

2.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА ТУ-154. ОСНОВНЫЕ РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

Основными органами системы управления самолетом Ту-154 относительно его поперечной, вертикальной и продольной осей являются руль высоты, руль направления и элероны с элерон-интерцепторами. Кроме того, имеются вспомогательные органы управления — средние и внутренние интерцепторы, закрылки, предкрылки и переставляемый в полете стабилизатор. Управление основными органами осуществляется с помощью постоянно включенных необратимых гидросилителей — рулевых приводов, выходные звенья (штоки) которых соединены с соответствующей рулевой поверхностью, отклоняющейся при перемещении штока. Входные звенья (управляющие золотники) рулевых приводов (РП) кинематически жестко связаны одинарной проводкой с соответствующими командными рычагами (рулевой колонкой, штурвалом, педалями), установленными в кабине пилотов. Основное управление сдвоенное, т. е. командные рычаги имеются как у первого, так и у второго пилотов.

В проводку управления входными звеньями рулевых приводов подключены дифференциально-рулевые агрегаты РА, входящие в электрогидромеханический комплекс системы управления АБСУ-154. Дифференциальное подключение РА обеспечивает независимость управления рулевыми приводами как от штурвала, так и с помощью РА от АБСУ-154. При работе РА как демпфера на управ-

ляющий золотник РП передается перемещение, являющееся алгебраической суммой перемещений от штурвала и от РА. Перемещение штока РА может происходить только под действием управляющих сигналов, вырабатываемых чувствительными элементами системы автоматического управления. Таким образом, рулевой агрегат является сервоприводом (исполнительным механизмом) автоматической бортовой системы управления АБСУ-154.

Система управления самолетом может работать в следующих режимах.

1. Режим штурвального управления, при котором рулевые поверхности отклоняются в результате перемещения пилотом командных рычагов. При этом одновременно работает АБСУ-154, обеспечивающая улучшение характеристик устойчивости и управляемости путем поддержания постоянного значения параметра X^n и работы РА в режиме демпфера колебаний.

2. Режим полуавтоматического управления, отличающийся от штурвального тем, что пилотирование осуществляется по показаниям пилотажно-командного прибора (директорный полет).

3. Режим автоматического управления, когда система АБСУ-154 управляет самолетом по сигналам самолетного навигационного комплекса, обеспечивая как стабилизацию угловых координат, так и траекторное управление самолетом, включая стабилизацию скорости полета при посадке с помощью автомата тяги АТ-4-2М. Самолет управляется автоматически на всех режимах, кроме взлета до высоты 400 м и посадки с высоты 30 м до приземления, с обеспечением высокой безопасности полета на всех этапах.

Характерными особенностями конструкции системы управления являются:

бустерное управление всеми рулями без перехода на безбустерное ручное управление;

применение трехканального электрогидравлического сервопривода как единственного исполнительного органа системы управления на всех режимах полета при ручном и автоматическом пилотировании;

резервирование каналов управления с постоянной работой всех параллельных каналов, внутренней детекцией отказов и контролем работы каналов;

использование в системах продольного и поперечного управления пружинных тяг, которые обеспечивают аварийное управление при отказе одной части рулевой поверхности руля высоты или элеронов;

установка бустеров непосредственно у рулей, что улучшает их противофлаттерные характеристики, исключает необходимость в специальных механизмах стояночного стопорения и в весовой балансировке рулей;

использование в поперечном управлении на всех режимах полета элерон-интерцепторов, а для торможения самолета на земле и в воздухе — средних и внутренних интерцепторов.

Высокая надежность системы управления обеспечивается тройным резервированием. Рулевые приводы (бустеры) рулей и элеронов — трехкамерные, поступательного действия с плоскими золотниками распределительных устройств. Камеры приводов полностью разделены между собой и каждая из них питается от одной из трех независимых гидросистем. Управление золотниками приводов осуществляется через торсионные валики, обеспечивающие работоспособность привода при заклинивании одного из его золотников. При использовании в качестве рулевого привода однокамерных гидросилителей отклонение каждой секции рулевой поверхности осуществляется тремя гидроусилителями (управление элерон-интерцепторами, средними интерцепторами), каждый из которых питается от независимой гидросистемы.

Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154 состоит из трех функционально связанных между собой систем: траекторного управления СТУ-154, автоматического управления САУ-4, автомата тяги АТ-4-2М.

Система СТУ-154 предназначена для автоматического управления траекторным движением самолета на всех этапах полета, включая заход на посадку, путем формирования и выдачи команд в САУ-4.

Система автоматического управления САУ-4 обеспечивает изменение угловых координат самолета по сигналам СТУ-154 или их стабилизацию (в режиме стабилизации угловых координат), а также необходимые характеристики устойчивости и управляемости самолета в режиме штурвального управления.

Автомат тяги АТ-4-2М предназначен для управления маршевыми двигателями НК-8-2У при заходе на посадку. Он обеспечивает вывод самолета на заданную скорость и поддерживает ее постоянной на режиме предпосадочного планирования. С помощью автомата тяги осуществляется также автоматическое управление двигателями при уходе на второй круг и при выравнивании самолета перед приземлением*.

АБСУ-154 — сложная, в основном трижды резервированная система, сохраняющая работоспособность после возникновения нескольких разновременных отказов и обеспечивающая возможность безопасного завершения полета при возникновении второго одно-

* Автоматическое управление двигателями на этапе выравнивания производится, если разрешена эксплуатация самолета при посадочном метеоминимуме III категории ИКАО. В настоящее время безопасная посадка самолета обеспечивается при минимуме I категории, а в отдельных аэропортах при минимуме II категории.

именного отказа. В системе предусмотрен встроенный непрерывный контроль основных параметров, характеризующих ее состояние, и автоматическое переключение отказавших устройств на резервные с одновременной сигнализацией об этом экипажу, а также автоматический предполетный контроль.

Основные регулировочные данные

I. Углы отклонения органов управления:	
Элероны	$\pm 20^\circ \pm 1^\circ$
Руль направления	$\pm 25^\circ \pm 1^\circ$
Руль высоты: при установочном угле стабилизатора — $1,5^\circ$ относительно строительной горизонтали фюзеляжа или 0° по указателю положения стабилизатора на пульте пилотов:	
вверх	$29^\circ \pm 1^\circ$
вниз	$16^\circ \pm 1^\circ$
при угле установки — $5,5^\circ$ по указателю:	
вверх	$29^\circ \pm 1^\circ$
вниз	$14,5^\circ \pm 1^\circ$
Внутренние интерцепторы	$50^\circ \pm 1^\circ$
Средние интерцепторы	$45^\circ \pm 1^\circ$
Элерон-интерцепторы	$45^\circ \pm 2^\circ$
Предкрылки:	
внутренние и средние	$20^\circ \pm 20'$
внешние	$16^\circ \pm 20'$
Закрылки:	
убранное положение (0° по указателю):	
внутренние	$2^\circ \pm 10'$
внешние	0
взлетное положение (28° по указателю):	
внутренние	$28^\circ \pm 1,5^\circ$
внешние	25°
посадочное положение (45° по указателю):	
внутренние	$45^\circ \pm 1^\circ$
внешние	40°
II. Отклонение рычагов управления в кабине.	
Штурвальной колонки:	
«на себя»	$14^\circ 40' \pm 30'$ (250 мм)
«от себя»	$8^\circ 10' \pm 30'$ (150 мм)
Штурвала	$\pm 125^\circ \pm 6^\circ 15'$
Педалей	$\pm 125 \pm 5$ мм
Рукоятки управления средними интерцепторами	60°

III. Отклонение рулей от рулевых агрегатов РА-56В-1 (отклонение рулей при автоматическом управлении)	
Элероны	$\pm 8^\circ \pm 1^\circ$ (58 ± 7 мм)
Руль направления	$\pm 10^\circ \pm 1^\circ$ (226 ± 22 мм)
Руль высоты (0° по указателю)	$\pm 10^\circ \pm 1^\circ$ ($40,5 \pm 4$ мм).
IV. Установочный угол стабилизатора	
Полетный	$-1,5^\circ$ относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ) или 0° по указателю
Взлетный	$-5,5^\circ$ относительно СГФ или 3° по указателю
Посадочный при $X_{цт} 28\%$ САХ	$-3,0^\circ$ по указателю
при $X_{цт} 28\%$ САХ	$-5,5^\circ$ по указателю
V. Время уборки (выпуска)* на земле (от двух моторов) в секундах	
Закрылки	23
Предкрылки	15
Стабилизатор	27,5
VI. Диапазон триммирования основного управления (по углу отклонения рулевой поверхности)	
Элероны	$\pm 5^\circ \pm 30'$
Руль направления	$\pm 5^\circ \pm 30'$
Руль высоты:	
вверх	$15^\circ \pm 1^\circ$
вниз	$10^\circ \pm 1^\circ$
VII. Диаметр и усилие натяжения тросов, соответственно	
В проводке управления элеронами	4,5 мм; $0,7 \pm 0,05$ кН
В проводке управления средними интерцепторами	3,5 мм; $0,4 \pm 0,04$ кН

* При работе одного гидро(электро)мотора время выпуска (уборки) увеличивается в два раза.

2.2. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕМ ВЫСОТЫ

Система управления рулем высоты (РВ) предназначена для штурвального и автоматического управления самолетом в продольной плоскости. Отклонение РВ осуществляется двумя рулевыми приводами РП-56, управляющие золотники которых через проводку управления связаны со штурвальной колонкой в кабине пилотов. Схема системы управления РВ приведена на рис. 7.

Колонки управления 1, установленные на пультах управления левого и правого пилотов, конструктивно одинаковы. К левой колонке подсоединяется рычаг, при помощи которого отклонение колонки передается через проводку управления к дифференциаль-

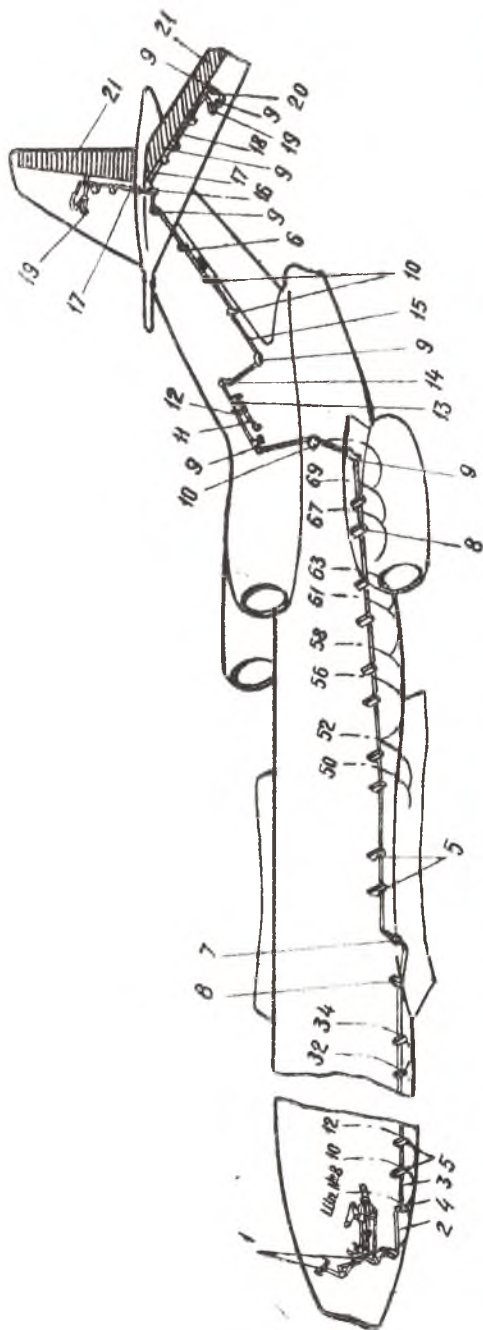


Рис. 7. Схема управления рулем высоты: 1 — колонка управления; 2, 3, 15, 18, 20 — тяги; 4, 14 — ограничитель отклонения руля высоты; 5 — направляющие тяг; 6, 10 — поводки; 7 — коромысловая качалка; 8 — гермовывод; 9, 16 — качалки; 11 — центрирующая тяга; 12 — дифференциальная качалка; 13 — рулевой агрегат РА-56В-1; 17 — иружинная тяга; 19 — рулевой привод РП-56; 21 — руль высоты

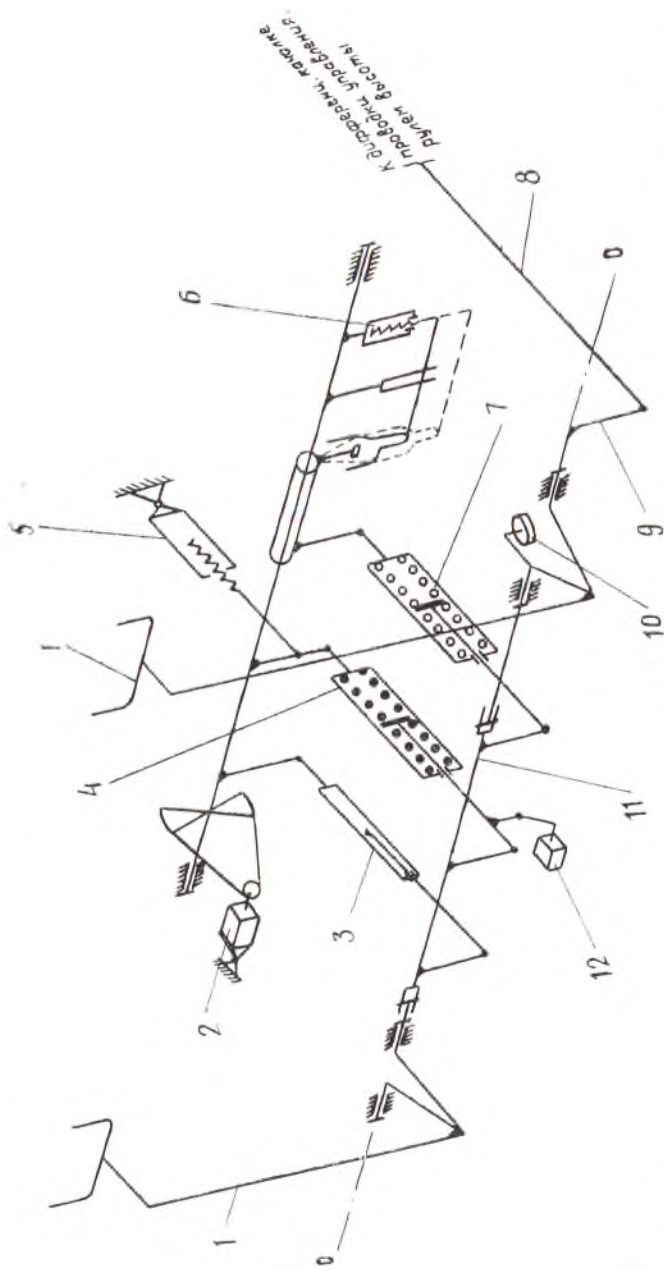


Рис. 8. Принципиальная схема проводки управления РВ в кабине пилотов; 1 — колонка управления; 2 — датчик ДПС-1 замера хода механизма триммирования; 3 — следящая тяга с концевыми выключателями автоматической стабилизации тангажа; 4 — взлетно-посадочный загрузчик; 5 — взлетно-посадочный загрузчик; 6 — электромеханизм триммирования МЭТ-4Б-45; 7 — электромеханизм включения полетного загрузчика МП-100МТ-40; 8 — тяга; 9 — электромеханизм включения полетного загрузчика; 10 — груз для балансировки массы проводки управления; 11 — датчик ДПС-2 рычаг; 12 — груз для балансировки массы проводки управления; 11 — карданный вал; 12 — датчик ДПС-2 замера хода штока взлетно-посадочного загрузчика

ной качалке 12. От нее проводка управления подходит к трехплечей качалке 26 и расходится на левую и правую половины стабилизатора, где на заднем лонжероне устанавливаются РП-56.

В систему управления входят также взлетно-посадочный и полетный загрузатели, механизм включения полетного загрузателя, механизм электротриммирования, следящая тяга и датчики ДПС-1 и ДПС-2. Эти агрегаты размещаются под полом кабины экипажа. На рис. 8 приведена кинематическая схема участка системы управления РВ, расположенного в отсеке пилотской кабины.

Проводка управления состоит из 39 тяг, из которых 21 — регулируемые, предназначенные для регулировки взаимного положения колонки управления и руля высоты. Регулировка осуществляется путем изменения длины тяг при ввинчивании или вывинчивании резьбового наконечника. Тяги проводки управления рулем высоты маркируются путем нанесения на концах трех черных колец шириной 5 мм. Поддерживаются тяги при помощи направляющих и поводков, закрепленных на фюзеляже.

В проводку управления включена специальная коромысловая качалка 7, благодаря которой обеспечивается сохранение взаимного положения колонки управления и руля высоты при изменении длины тяг и фюзеляжа вследствие температурных деформаций.

Для повышения надежности системы предусмотрены пружинные тяги, которые в обычных условиях работают как жесткие звенья. В случае заклинивания одной из половины РВ, ее пружинная тяга будет обжиматься, что обеспечивает возможность управления рулевым приводом противоположной половины руля. Хотя при этом пилот и будет вынужден прикладывать к колонке управления дополнительное усилие, необходимое для сжатия пружинной тяги, управляемость самолета сохранится за счет действия одной половины руля.

Включение в систему управления исполнительного органа АБСУ-154 — рулевого агрегата РА-56В-1 осуществляется при помощи дифференциальной качалки (рис. 9). Дифференциальная качалка состоит из поводка 5, смонтированного на кронштейне 9, и коромысловой качалки 6, которая может свободно вращаться внутри поводка 5 относительно оси II—II. Нижний конец качалки 6 соединен с рулевым агрегатом посредством звена 11, а с противоположной стороны — центрирующей пружинной тягой 8, причем ось нижнего шарнира коромысловой качалки совпадает с осью I—I. Если управление осуществляется пилотами, поводок совместно с коромысловой качалкой будет поворачиваться тягой 3 относительно оси I—I как одна целая качалка, и движение будет передаваться далее тягой 4 на входное звено РП. Если работает рулевого агрегат, то перемещение его выходного звена $\Delta\delta$ в ту или иную сторону будет через соединительное звено 11 передаваться

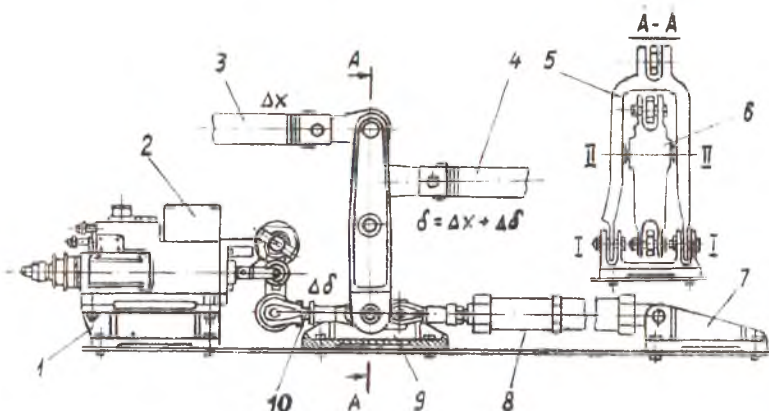


Рис. 9. Установка рулевого агрегата РА-56В-1 в системе управления: 1 — кронштейн; 2 — рулевой агрегат РА-56В-1; 3 — тяга к пилотам; 4 — тяга к рулю; 5 — поводок; 6 — коромысловая качалка; 7 — кронштейн; 8 — центрирующая пружинная тяга; 9 — кронштейн; 10 — соединительное звено

коромысловой качалке. Это перемещение заставит коромысловую качалку отклониться относительно оси II—II и переместит тягу 4 в требуемом направлении. При этом поводок 5 и проводка, идущая от него к пилотам, будут оставаться неподвижными за счет трения, а также начального поджатия пружин механизма загрузки. При одновременной работе пилота и рулевого агрегата будет происходить как поворот поводка относительно оси I—I, так и коромысловой качалки относительно оси II—II. Эти движения будут суммироваться, и перемещение тяги 4 явится алгебраической суммой двух движений. Ходу штока РА на выпуск соответствует отклонение руля высоты вниз, на уборку — отклонение руля высоты вверх. В случае выключения системы АБСУ-154 или отказа в работе РА центрирующая тяга 8 служит для возврата и удержания в нейтральном положении выходного рычага РА. Это необходимо для обеспечения соответствия положений колонки управления и руля высоты при выключенной АБСУ-154. При нормальной работе перемещение штока РА всегда сопровождается обжатием центрирующей тяги, пружина которой имеет начальную затяжку 510 ± 25 Н.

Ограничение отклонения руля высоты осуществляется специальными упорами, расположенными на шпангоуте № 8 и первом лонжероне киля, которые предназначены, соответственно, для ограничения отклонения колонки управления и руля высоты. Регулировкой упоров на шпангоуте № 8 устанавливается необходимое перемещение колонки управления, обеспечивающее отклонение руля высоты в требуемом диапазоне, а упорами на киле регулируют

запас хода штока РП, который в крайних положениях должен быть не менее $20'$ по отклонению руля высоты.

Имитация усилий на органах управления осуществляется при помощи механизмов загрузки. При отклонении руля высоты нагрузка на колонке управления создается взлетно-посадочным и полетным пружинными загрузителями, конструктивно выполненными одинаково и отличающимися только характеристиками пружин. Для обеспечения фиксации колонки в нейтральном положении (ес центрируемости) пружина взлетно-посадочного загрузителя имеет предварительное натяжение $0,44 \pm 0,002$ кН. Пружина полетного загрузителя имеет предварительное натяжение $4 \pm 0,15$ кН, что в полете при отклонении руля высоты от нейтрального положения на углы более $8-9^\circ$ обеспечивает создание на колонке управления силового упора, равного примерно $0,6$ кН.

Взлетно-посадочный загрузитель постоянно включен в систему управления как на земле, так и в полете, полетный загрузитель подключается в систему управления только в полетной конфигурации (предкрылки и закрылки убраны). Включение полетного загрузителя осуществляется электромеханизмом МП-100МТ-40 (см. поз. 6, рис. 8) автоматически при уборке механизации или принудительно переключателем на козырьке средней приборной доски пилотов, имеющим три положения «Автомат», «Взлет-посадка» и «Полет». Ручное управление полетным загрузителем осуществляется при отказе автоматической системы путем перевода переключателя из положения «Автомат» в положение «Взлет-посадка» или «Полет». При отключении полетного загрузителя на среднем пульте пилотов загорается зеленое табло «Взлет-посадка».

Для снятия усилий на командных рычагах (триммирования) при штурвальном управлении и перемещении последних при автоматическом управлении самолетом от АБСУ в системе управления установлены электромеханизмы триммерного эффекта.

В системе управления рулем высоты триммирование усилий от взлетно-посадочного и полетного загрузителей осуществляется электромеханизмом МЭТ-4Б-45, который обеспечивает полное снятие нагрузки на колонке управления в диапазоне отклонения руля высоты вниз на $10^\circ \pm 1^\circ$ и вверх на $15^\circ \pm 1^\circ$. Управление электромеханизмом осуществляется двухпозиционными кнопками на штурвалах пилотов. При нажатии кнопки в положение «Пикир.» колонка должна отклониться от себя, «Кабрир.»—на себя. В обоих случаях отклонение должно сопровождаться уменьшением усилий на колонках.

При отказе в работе кнопок используется аварийное управление с помощью нажимного переключателя, установленного на среднем пульте пилотов. При установке аварийного переключателя в одно из положений отключается управление кнопками. Для повторного управления кнопками необходимо на правой панели АЗС

выключить, а затем вновь включить АЗС «МЭТ-РВ авар.». При установке механизма загрузки в нейтральное положение на световом табло среднего пульты пилотов загорается транспорт «Нейтр. тангаж».

2.3. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ

Система управления рулем направления (РН) предназначена для штурвального и автоматического управления самолетом по курсу и обеспечивает отклонение руля направления пилотами и рулевым агрегатом РА-56В-1 с помощью рулевого привода РП-56.

В систему управления РН (рис. 10) входят два пульты ножного управления 1, взлетно-посадочный 2 и полетный 21 загрузатели, механизм электротриммирования 4, жесткая одинарная проводка, рулевой агрегат 13, рулевой привод 17 и ряд других агрегатов.

Управление РН осуществляется путем отклонения педалей, перемещение которых через жесткую одинарную проводку передается на рулевой привод РП-56. Рулевой агрегат РА-56В-1 подключен в проводку управления с помощью дифференциальной качалки 14. Пружинные загрузатели, механизм электротриммирования и механизм включения полетного загрузателя размещены под полом кабины пилотов. Кинематическая схема системы управления РН в кабине пилотов приведена на рис. 11.

Пульт ножного управления состоит из рамы, на которой установлены две педали, кинематически связанные между собой жесткими тягами, вала с качалкой и механизма регулирования педалей по росту пилота. Конструкция пультов ножного управления первого и второго пилотов одинакова. Качалка, закрепленная на валу пульта первого пилота, связана со штоком взлетно-посадочного загрузателя, качалкой на валу пульта второго пилота и с проводкой управления, идущей к РП-56 руля направления. Верхняя часть педалей при нажатии на нее носком ноги может поворачиваться в вертикальной плоскости. Через тяги и качалки это перемещение передается на штоки тормозных клапанов УГ-92, происходит торможение колес. Стояночное торможение осуществляется за счет фиксации штоков УГ-92 в нажатом положении при помощи специального механизма.

При нажатии пилотом на педаль, консольно закрепленную на стойке 2 (см. рис. 11), и поворачивающуюся при этом относительно оси крепления ее к раме 1—1, происходит поворот коромысловой качалки 7, жестко связанной через механизм регулировки педалей по росту пилота 6 с валом 12. На валу пульта правого пилота закреплен рычаг и сектор 5 с прорезью. Рычаг через тягу 8 связывает валы 12 пультов правого и левого пилотов, обеспечивая

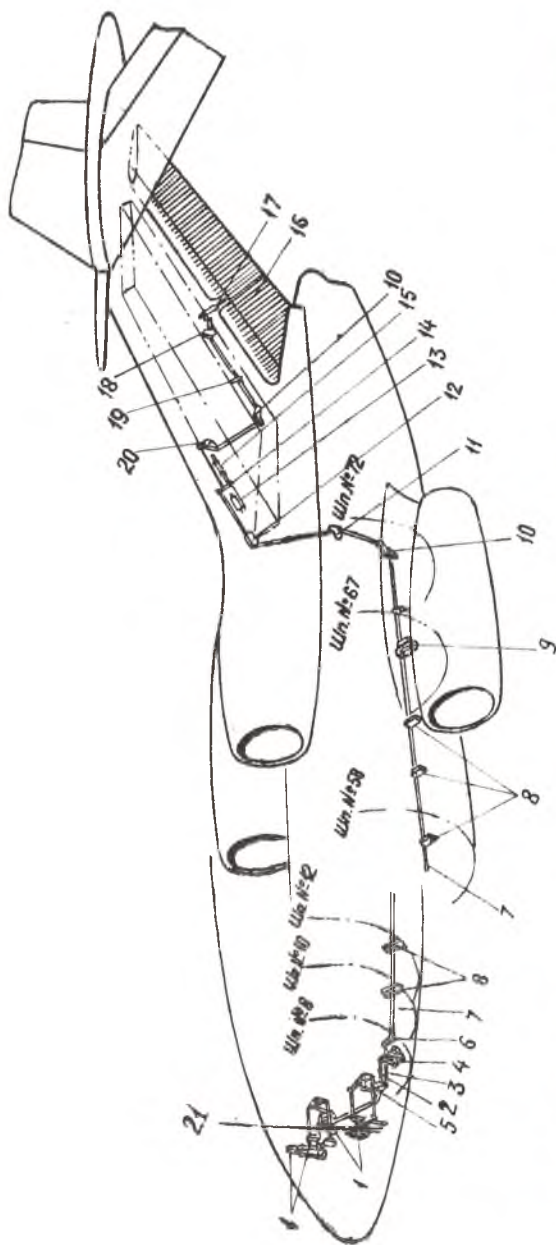


Рис. 10. Схема управления рулем направления: 1 — педаль пожного управления; 2 — валетно-посадочный загрузчик; 3, 7 — тяги; 4 — электромеханизм триммерного эффекта МП-100М-27; 5, 10, 12, 18 — качалки; 6, 20 — ограничитель отклонения; 8 — направляющие; 9 — гермоузел; 11, 19 — поводки; 13 — рулевой агрегат РА-56В-1; 14 — дифференциальная качалка; 15 — центрирующая тяга; 16 — руль направления; 17 — рулевой привод РП-56; 21 — полевый загрузчик

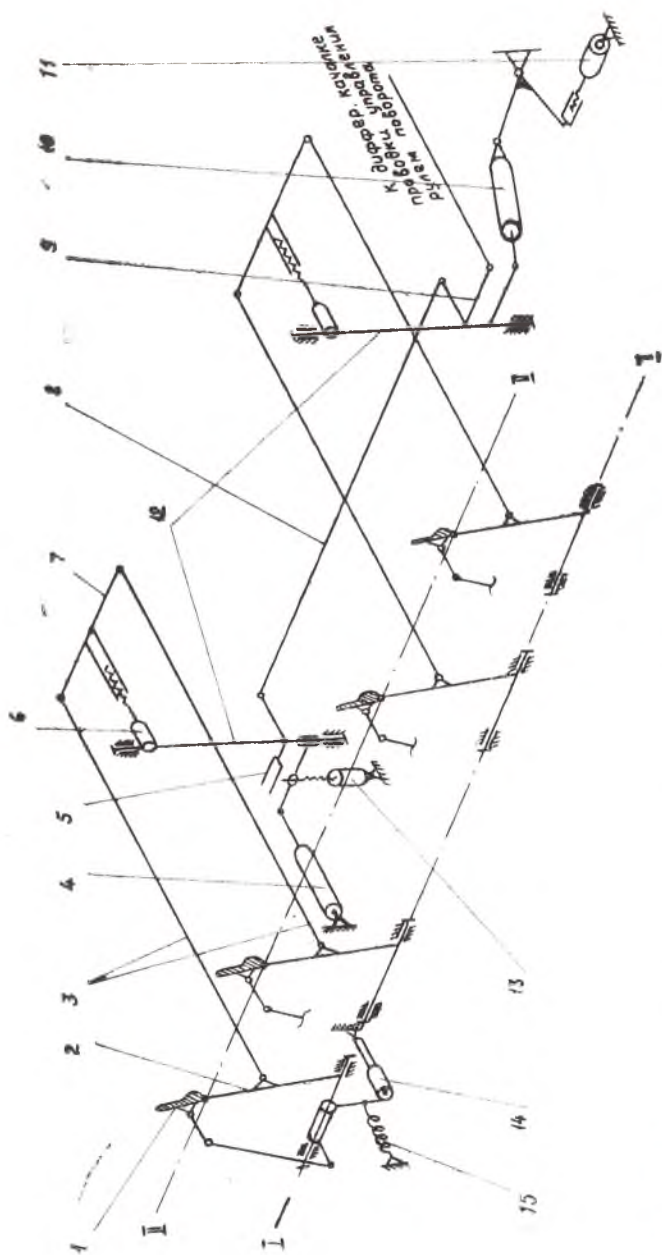


Рис. 11. Принципиальная схема проводки управления рулем направления в кабине пилотов: 1 — педали; 2 — стойки; 3, 8 — тяги; 4 — полетный загрузжатель; 5 — секторная качалка механизма подключения полетного загрузжателя; 6 — электродвигатель Ц12-В меха низа регулирования педалей по росту; 7 — коромысловая качалка; 8 — выходящая качалка механизма управления в кабине пилотов; 10 — валец; 11 — механизм электропримиривания МП-100М-27; 12 — вал; 13 — пружина; 14 — тормозной клапан УГ-92; 15 — панамы остальных педалей не показано

синхронность отклонения педалей левого и правого пультов ножного управления.

Сектор с прорезью 5 вместе с электромеханизмом 13 образуют механизм включения полетного загрузателя 4.

Пружины 15 служат для возврата тормозных педалей в исходное положение при прекращении пилотом торможения колес шасси.

Механизм регулировки педалей 6 предназначен для подгонки ножного управления под рост пилота. Процесс осуществляется одновременным перемещением педалей «на себя» или «от себя» за счет смещения коромысловой качалки 7 при помощи винтового механизма, приводимого во вращение электродвигателем 6. (На самолетах первых выпусков вращение винтового механизма осуществляется вручную). Для этого коромысловая качалка 7 соединяется с валом 12 при помощи стакана, имеющего две прорези по образующей, в которые входят пальцы, соединенные с винтовым механизмом перемещения качалки 7. При вращении винта происходит перемещение ходовой гайки и связанной с ней коромысловой качалки 7, что вызывает отклонение стоек 2 и одновременное перемещение педалей. Управление электродвигателем 6 осуществляется при помощи переключателей, установленных на боковых панелях по бортам пилотской кабины. При отклонении переключателя от себя обе педали перемещаются в том же направлении, при отклонении на себя — в сторону пилота. Ходу коромысловой качалки ± 45 мм соответствует перемещение педалей вперед и назад по 90 мм.

Ограничение отклонения руля направления, как и руля высоты, осуществляется с помощью упоров, расположенных на шпангоуте № 8 и на первом лонжероне киля у нервюры 5. Упоры на шпангоуте № 8 ограничивают отклонение педалей пилотов, а упоры на киле — отклонение руля поворота. Регулировка упоров на киле должна обеспечивать запас хода штока РП-56 в крайних положениях руля не менее $20'$ по углу поворота руля. Если подведением упоров на лонжероне киля не удастся ограничить отклонение руля направления в пределах норм технических условий, то углы отклонения руля ограничиваются упорами на шпангоуте № 8.

Механизм загрузки педалей, как и в системе управления рулем высоты, включает взлетно-посадочный и полетный загрузатели. Взлетно-посадочный загрузатель для обеспечения переменного по ходу педалей градиента изменения усилия (см. рис. 6) имеет две пружины. При малых отклонениях руля поворота более резкое увеличение усилий вызывает снижение влияния трения в проводке управления на «чувство управления».

Конструкции полетного и взлетно-посадочного загрузателя однотипны и отличаются только габаритами деталей. Включение си-

лового упора при включенном полетном загрузателе происходит в случае отклонения руля направления на угол более $7^{\circ}30' \pm 30'$.

В нормальных условиях подключение полетного загрузателя происходит автоматически при уборке закрылков в результате срабатывания левого механизма концевых выключателей МКВ-41, установленного на трансмиссии закрылков. При этом сигнал с МКВ-41 включает цепь питания электродвигателя МП-100М-36, который заводит рычаг стопора в паз секторной качалки. Среднее время подключения (отключения) полетного загрузателя — 13 с. Для принудительного (аварийного) выключения полетного загрузателя, например, в случае посадки самолета с невыпущенными закрылками или при заходе на посадку с одним боковым неработающим двигателем, на козырьке средней приборной доски пилотов имеется переключатель, который является общим для полетных загрузателей руля высоты и руля направления.

Механизм триммерного эффекта позволяет осуществлять полное снятие нагрузки с педалей при углах отклонения руля направления $\pm 5^{\circ}30'$. Для этой цели корпус взлетно-посадочного загрузателя 10 (см. рис. 11) соединяется при помощи качалки со штоком электромеханизма 11. При работе электромеханизма его шток перемещает корпус пружинного механизма загрузки и уменьшает сжатие пружин. Управление механизмом осуществляется при помощи перекидного переключателя, установленного на козырьке средней приборной доски пилотов. При установке загрузателя в нейтральное положение на световом табло «Загрузатель» средней приборной доски пилотов загорается транспорант «Нейтр. курс» (рис. ПЗ, прил.).

Тяги проводки управления РН маркируются путем нанесения на каждую тягу черной краской двух колец шириной 5 мм.

2.4. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕРОНАМИ И ЭЛЕРОН-ИНТЕРЦЕПТОРАМИ

Система управления элеронами предназначена для штурвального и автоматического управления самолетом по крену и курсу и обеспечивает отклонение элеронов и элерон-интерцепторов пилотом и рулевым агрегатом РА-56В-1 с помощью рулевых приводов РП-55, РП-57 и РП-58. В систему управления элеронами входят штурвалы, установленные на пультах левого и правого пилотов, жесткая одинарная проводка, рулевой агрегат РА-56В-1, два рулевых привода РП-55, пружинный загрузатель, механизм электротриммирования и ряд других агрегатов.

Система управления элерон-интерцепторами состоит из дифференциального механизма, жесткой одинарной проводки и трех однокамерных рулевых приводов РП-57 (2 шт.) и РП-58 (1 шт.).

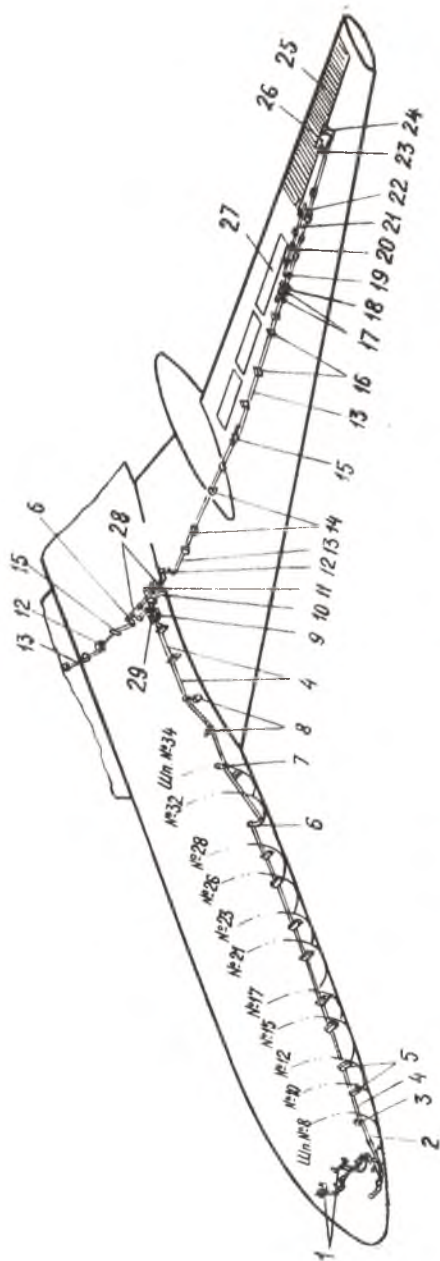


Рис. 12. Схема управления элеронами и элерон-интерцепторами: 1 — штурвал; 2, 4, 13 — тяги; 3 — ограничитель отклонения элеронов; 5, 14, 16 — направляющие тяги; 6, 7, 10, 11, 15, 19, 24 — качалки; 8, 23 — поворотный агрегат РА-56В-1; 12 — гермовывод; 17 — рулевой привод РП-58; 18 — рулевой привод РП-57; 20 — ограничитель отклонения элерон-интерцептора; 21, 28 — пружинные тяги; 25 — элерон; 26 — рулевой привод РП-55; 27 — элерон-интерцептор; 29 — дифференциальная качалка

Элерон-интерцепторы отклоняются только вверх при отклонении элеронов вверх на угол более $1,5^\circ$.

При отклонении пилотом штурвала 1 (рис. 12) перемещение через жесткую одинарную проводку, проложенную по левому борту фюзеляжа и заднему лонжерону центроплана, передается трехкамерному рулевому приводу 26, который отклоняет элерон. В проводку управления с помощью дифференциальной качалки 29 подключен РА-56В-1. Для обеспечения поперечного управления в случае заклинивания одного из элеронов или отказа РП-55 в проводку управления каждого элерона включены пружинные тяги 28. Работа пружинных тяг аналогична работе пружинных тяг в системе управления рулем высоты.

В систему управления элеронами включены также пружинный загрузатель, механизм электротриммирования, следящая тяга отключения режимов автоматической стабилизации крена при отклонении пилотом штурвала и датчик ДПС-2 для замера обжатия пружинного загрузателя, которые расположены под полом кабины пилотов. На рис. 13 приведена кинематическая схема проводки управления элеронами в кабине пилотов.

Отклонение элерон-интерцепторов 27 (см. рис. 12) производится тремя однокамерными рулевыми приводами 17, 18, управляющие золотники которых через дифференциальный механизм 22 и жесткую проводку связаны с элероном. При отклонении элерона вверх на угол более $1,5^\circ$ он управляет следящими рулевыми приводами РП-57 и РП-58, обеспечивая отклонение элерон-интерцептора на угол до $45^\circ \pm 2^\circ$. В проводку управления элерон-интерцепторов включена пружинная тяга 21, назначение которой аналогично назначению пружинных тяг в системах управления элеронами и рулем высоты.

Штурвал вращается на двух опорах головки штурвальной колонки. На оси штурвала закреплена звездочка 3 (см. рис. 13), через которую перекинута цепь 2, соединенная с тросовой проводкой 1. Второй конец тросовой проводки, огибая направляющие ролики 14, подходит к секторной качалке 5 и закрепляется на ней. Крепление тросов на секторной качалке позволяет производить регулировку натяжения тросов в эксплуатации. Для этой цели на штурвальной колонке имеется специальный лючок. Вращение штурвала вызывает поворот секторной качалки, перемещение тяги 6 и отклонение рычага 8. Синхронность вращения штурвала правого и левого пилота обеспечивается тягой, связывающей рычаги секторных качалок штурвалов.

Независимость отклонения колонки и вращения штурвала достигается за счет расположения тяги 6 на оси θ — θ вращения колонки (см. рис. 8).

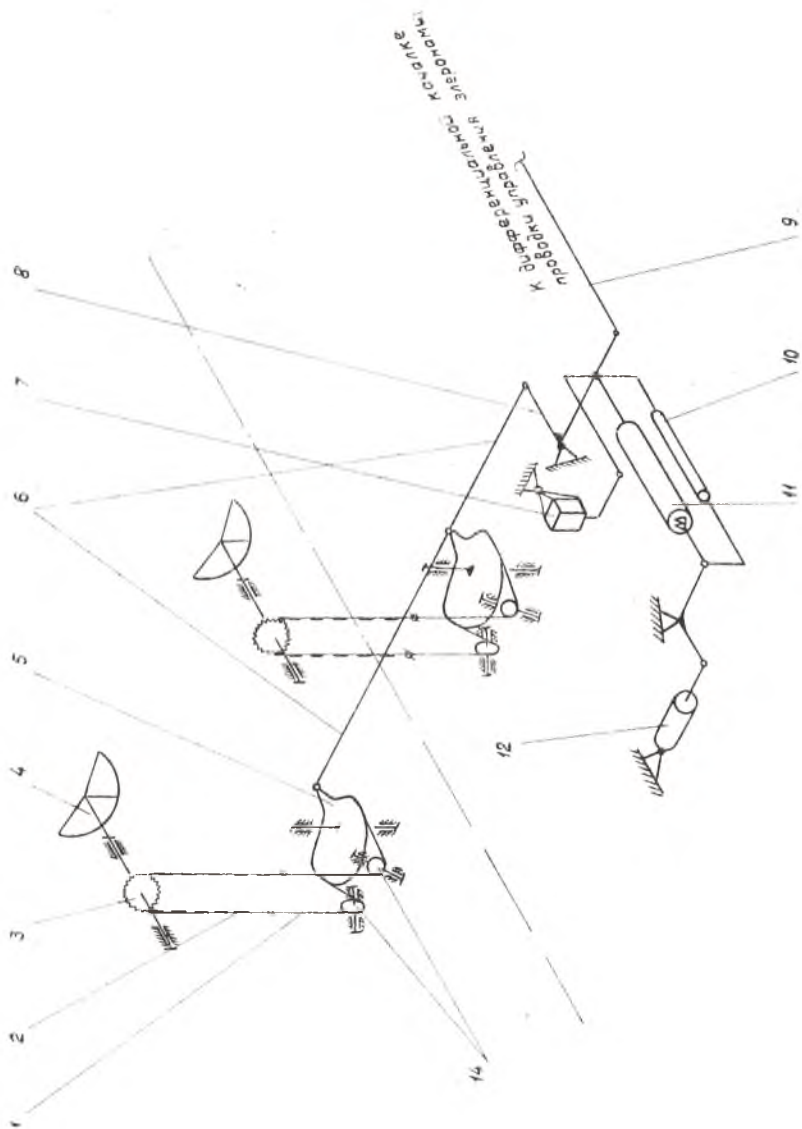


Рис. 13. Принципиальная схема проводки управления элеронами в кабине пилотов: 1 — трос КСАН-4,5; 2 — зубчатая цепь; 3 — звездочка; 4 — штурвал управления; 5 — секторная качалка; 6 — тяга; 7 — датчик ДСП-2; 8 — выходная качалка; 9 — выходная тяга; 10 — следующая тяга; 11 — пружинный загрузатель; 12 — электромеханизм триммерного эффекта

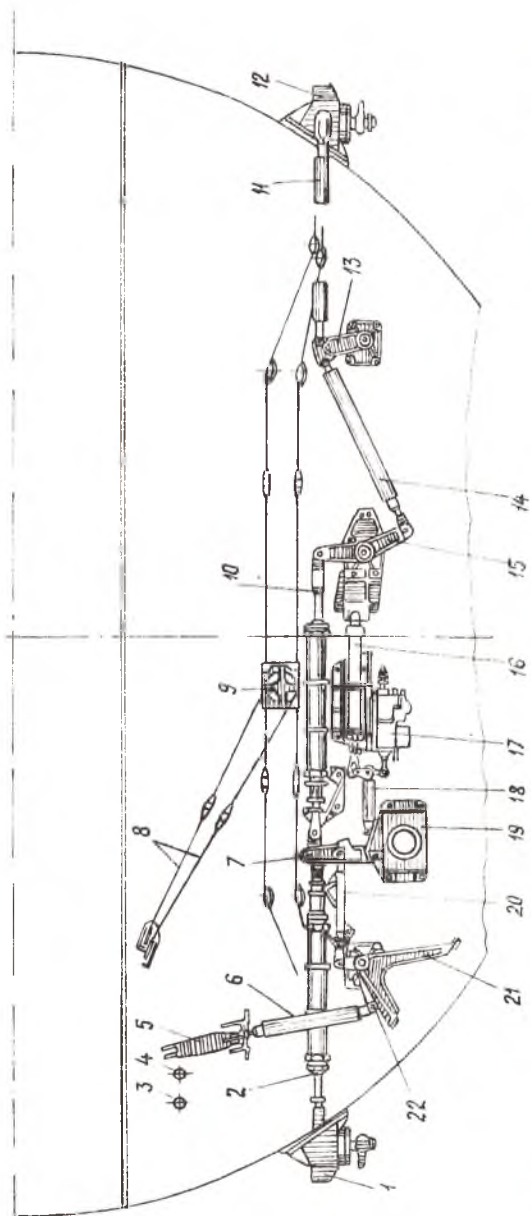


Рис. 14. Размещение элементов управления элеронами на третьем лонжероне центроплана (вид по направлению полета): 1, 12 — гермовыводы; 2, 10 — пружинные тяги; 3 — тяга руля высоты; 4 — тяга руля направления; 5, 22 — двуплечие качалки; 6, 11, 14, 18, 20 — тяги; 7 — дифференциальная качалка; 8 — трос управления средними интеркенторами; 9 — распределительный барабан; 13 — поводок; 15 — ко-ромысловая качалка; 16 — центрирующая тяга; 17 — рулевой агрегат РА-56В-1; 19, 21 — кронштейны

Секторная качалка левой штурвальной колонки соединена с трехплечей качалкой 8 (см. рис. 13) при помощи тяги, через которую вращение штурвала передается на механизм загрузки 11, следящую тягу 10 и датчик ДПС-2. Корпус механизма загрузки через качалку связан со штоком механизма триммирования 12.

Ограничение отклонения элеронов осуществляется при помощи упоров, расположенных на шпангоуте № 8 и на стенке третьего лонжерона центропалана (рис. 14). Упоры на шпангоуте № 8 так же, как и упоры в системе управления РВ и РН, предназначены для ограничения отклонения командного рычага (штурвала), которое составляет $\pm 125^\circ$ от нейтрального положения (нейтральное положение указывается рисками на ступице штурвала и головке колонки). Отклонение элеронов ограничивается за счет регулировки величины хода коромысловой качалки 4 (рис. 15) (звена

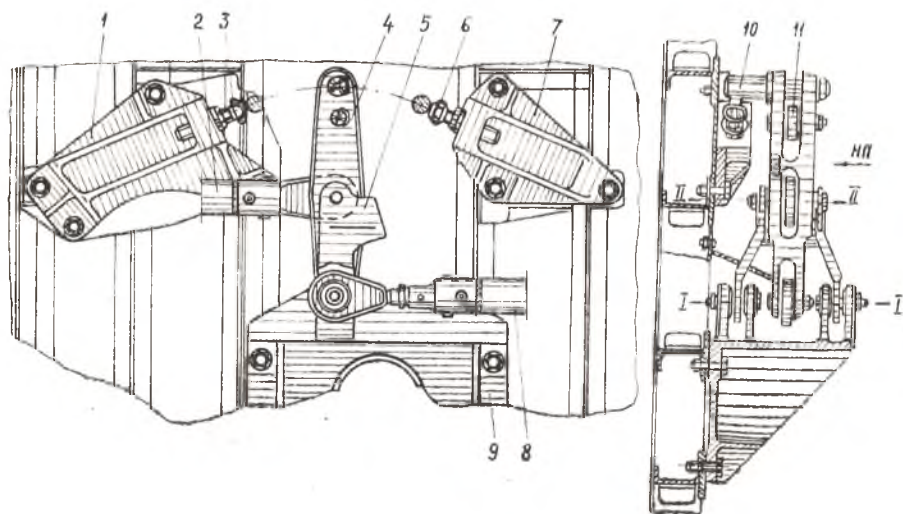


Рис. 15. Установка дифференциальной качалки и упоров на третьем лонжероне центропалана; 1, 7, 9 — кронштейны, 2 — тяга к пилотам; 3, 6 — упоры; 4 — коромысловая качалка; 5 — поводок; 8 — тяга к рулевому агрегату РА-56В-1; 10 — ограничитель (палец); 11 — шарнир подсоединения пружинных тяг

дифференциальной качалки элеронов), палец 10 которой упирается в регулируемые упоры 3, 6. Упоры регулируются при включенном РА-56В-1 таким образом, чтобы в крайних положениях элеронов поршни рулевых приводов РП-55 имели запас хода не менее $20'$ по углу отклонения элеронов.

Пружинный механизм загрузки штурвала включен в систему управления постоянно. Конструкция загрузителя аналогична кон-

струкциям загрузителей в системе управления РВ и РН и отличается только характеристикой пружины (см. рис. 5). Предварительное обжатие пружины для центрирования штурвала составляет $0,14 \pm 0,01$ кН, что соответствует на штурвале усилию страгивания, равного 30 ± 5 Н.

Электромеханизм триммерного эффекта обеспечивает полное снятие нагрузки на штурвалах при отклонении элеронов на углы более $\pm 5^\circ \pm 45'$. Управление электромеханизмом осуществляется переключателем, установленным на козырьке средней приборной доски пилотов. Нейтральное положение механизма триммерного эффекта сигнализируется зеленым табло «Нейтраль—крен», установленным на средней приборной доске пилотов.

Дифференциальный механизм в проводке управления элерон-интерцепторами образован неподвижным упором 6 (рис. 16), закрепленным на носке внутреннего торца элерона 5 и упором 7

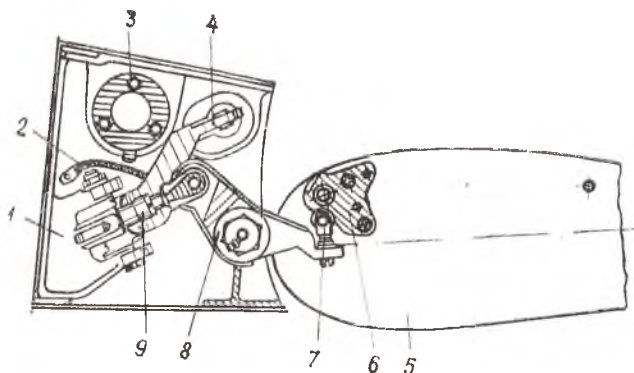


Рис. 16. Дифференциальный механизм в системе управления элерон-интерцепторами: 1—кронштейн; 2—перемычка металлизации; 3—направляющая тяги элеронов; 4—качалка; 5—элерон; 6—упор; 7—вилчатый болт с роликом; 8—качалка; 9—тяга-тандер

в виде вилчатого болта, свернутого в качалку 8. При отклонении элерона вверх из нейтрального положения сначала происходит выбор зазора между упором на торце элерона и роликом вилчатого болта 7 (упором качалки 8). Величина этого зазора такова, что до момента его выбора элерон отклоняется вверх на угол $1^\circ 30' \pm 15'$. При дальнейшем отклонении элерона упор 6 поворачивает качалку 8, от которой движение через тягу 9 передается на пружинную тягу 21 (см. рис. 12) и далее на входное звено рулевого привода элерон-интерцептора РП-57. Поворот качалки 8 (см. рис. 16) в обратную сторону при уменьшении угла отклонения элерона происходит за счет действия пружины в механизме обрат-

ной связи РП-57. Расчетное усилие обжатия этой пружины равно 500 Н, что обеспечивает надежный контакт упора 6 с роликом 7 при возврате элерона в нейтральное положение.

Ограничение углов отклонения элерон-интерцепторов осуществляется упорами 2 (рис. 17), установленными на кронштейне 1, закрепленном на стенке заднего лонжерона между нервюрами № 27 и № 28 (см. поз. 20 на рис. 12). Упоры ограничивают перемещение поводка 3 (см. рис. 17), установленного в цепи проводки управления рулевыми приводами элерон-интерцепторов.

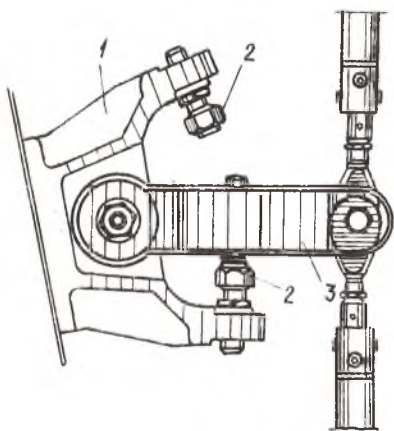


Рис. 17. Ограничители отклонения элерон-интерцептора: 1 — кронштейн; 2 — упор; 3 — поводок.

В эксплуатации после выполнения работ, связанных с заменой агрегатов системы управления, производится проверка правильности отклонения рулей и элеронов. При повороте штурвала в крайнее правое (по часовой стрелке) положение правый элерон должен отклоняться вверх, а левый — вниз на угол $20^\circ \pm 1^\circ$. Правый элерон-интерцептор отклоняется при этом вверх на угол $45^\circ \pm 2^\circ$, а левый остается неподвижным. При повороте штурвала влево отклонение рулевых поверхностей будет противоположным. Перемещение штурвала должно быть свободным и плавным, без люфтов, скрипа и стука.

2.5. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПРЕДКРЫЛКАМИ, ЗАКРЫЛКАМИ И СТАБИЛИЗАТОРОМ

Система управления механизацией крыла и стабилизатором призвана осуществлять перемещение закрылков и предкрылков, а также изменение угла установки стабилизатора перед взлетом и посадкой и обеспечивать тем самым перевод самолета во взлетно-посадочную или полетную конфигурацию.

Она позволяет выпускать предкрылки на угол $18,5^\circ$, отклонять закрылки на любой угол в диапазоне от 0° до 45° *, а также изменять угол установки стабилизатора относительно строительной го-

* Значения углов отклонения предкрылков и закрылков даны по соответствующим указателям в кабине пилотов.

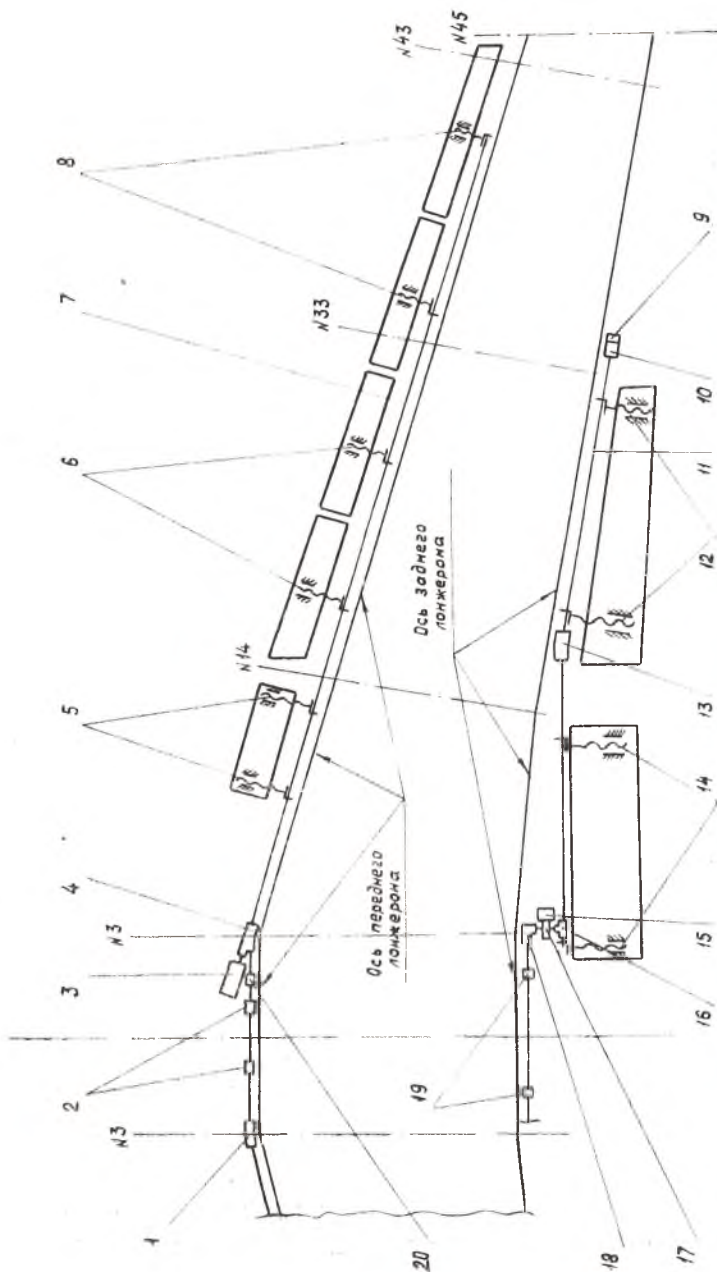


Рис. 18. Принципиальная схема проводки управления предкрылками и закрылками: 1, 4 — угловой редуктор системы управления предкрылками; 2 — гермовывод трансмиссии предкрылков; 3 — электромеханизм ЗМПВ-8П; 5 — винтовой подъемник внутреннего предкрылка; 6 — винтовой подъемник средних секций предкрылка; 7 — трансмиссия предкрылков; 8 — винтовые подъемники внешних секций предкрылка; 9 — датчик ДС-10 указателя закрылков; 10 — механизм концевых выключателей МКВ-41; 11 — трансмиссия закрылков; 12 — винтовые подъемники внешнего закрылка; 13, 16, 18, — угловые редукторы; 14 — винтовые подъемники внутреннего закрылка; 15 — рулевой привод РП-60-1; 17 — механизм концевых выключателей МКВ-42А; 19 — гермовывод трансмиссии закрылков; 20 — механизм концевых выключателей МКВ-36

ризонтали фюзеляжа в диапазоне от $-1,5^\circ$ до -7° ($0 \dots -5,5^\circ$ по указателю). Управление предкрылками — электромеханическое. В систему управления предкрылками входят: электромеханизм ЭПВ-8П, винтовые подъемники, трансмиссии, механизм концевых выключателей и агрегаты управления и контроля положения предкрылков. Исполнительным органом системы управления является электромеханизм ЭПВ-8П с двумя реверсивными, трехфазными асинхронными электродвигателями АДС-600Т, которые имеют автономные цепи питания. Для проведения регулировочных работ на земле механизм имеет ручной привод со съемной рукояткой.

В электромеханизм ЭПВ-8П встроена многодисковая фрикционная муфта, которая предохраняет сам электромеханизм и систему управления предкрылками от перегрузки. При увеличении крутящего момента вследствие отказа системы управления или установки винтовых подъемников на упоры, фрикционная муфта будет пробуксовывать, ограничивая момент на выходном валу электромеханизма. Кроме того, каждый электродвигатель имеет электромагнитную муфту, которая в случае отказа отключает электродвигатель от кинематической цепи, обеспечивая работу электромеханизма ЭПВ-8П со скоростью, меньшей вдвое.

Выходной вал электромеханизма 3 (рис. 18) через трансмиссию 7 передает крутящий момент винтовым подъемникам 5, 6, 8, которые перемещают предкрылки, навешиваемые на переднюю кромку крыла с помощью монорельс. Трансмиссия состоит из валов, опирающихся на опоры в виде самоориентирующихся шариковых подшипников, закрепленных с помощью кронштейнов на переднем лонжероне центроплана и отъемной части крыла: двух угловых редукторов 1, 4 — и герметических выводов 2. Для компенсации монтажных перекосов и предотвращения заклинивания валов вследствие деформации крыла соединение их друг с другом осуществляется при помощи карданов. Кроме того, часть валов соединяется между собой через шлицевые втулки, что обеспечивает валам возможность относительного осевого смещения.

Редукторы служат для изменения направления трансмиссии на угол более 8° и состоят из двух конических шестерен, вращающихся на двух опорах. Соединение редукторов с трансмиссией осуществляется при помощи шлицев. На правом угловом редукторе 4 установлен механизм концевых выключателей МКВ-40А (МКВ-36) 20, который служит для выключения механизма ЭПВ-8П при выходе предкрылков в крайние рабочие положения и световой сигнализации положения закрылков в кабине пилотов.

При выключении электромеханизма трансмиссия стопорится электромагнитными муфтами двигателей АДС-600Т. Моменты выключения электромеханизма зафиксированы рисками «ВВ» (вы-

ключение верхнее) и «ВН» (выключение нижнее), нанесенными на валу 1 (рис. 19) трансмиссии против стрелки на корпусе механизма МКВ-40А. В крайних положениях перемещение предкрылков ограничивается кроме того упорами в винтовых подъемниках. Положение валов трансмиссии на этих упорах зафиксировано рисками «УПВ» (упор верхний — предкрылки убраны) и «УПН» (упор нижний — предкрылки выпущены), нанесенными рядом с рисками «ВВ» и «ВН». При нормальной работе винтовые подъемники предкрылков не должны доходить до своих упоров на величину, соответствующую повороту вала трансмиссии на угол 230° — 270° или 6,7...7,9 оборота рукоятки ручного привода электромеханизма ЭПВ-8П.

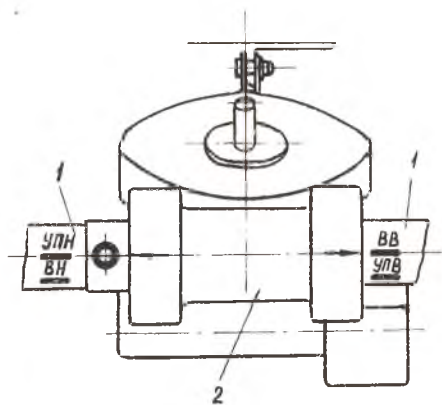


Рис. 19. Риски на валу трансмиссии предкрылков: 1 — вал трансмиссии; 2 — механизм конечных выключателей МКВ-36

Угловой люфт трансмиссии, измеряемый на внешних подъемниках внешнего предкрылка, для правой ветви трансмиссии — не более 25° , для левой трансмиссии — не более 31° поворота ее вала.

Управление предкрылками осуществляется в автоматическом или ручном режимах. В первом случае предкрылки выпускаются при переводе рукоятки управления закрылками 2 (рис. 20) на верхнем электрощитке пилотов из положения 0° в положение «на выпуск» и убираются при переводе рукоятки из промежуточного положения в положение 0° . Ручное управление осуществляется переключателем 8, который при работе предкрылков в автоматическом режиме должен находиться в нейтральном положении. Положение предкрылков сигнализируется лампой 9, которая непрерывно горит при выпущенном положении предкрылков и мигает при движении предкрылков в процессе выпуска-уборки. В убранном положении лампа выключена (рис. П1, прил.).

Управление закрылками осуществляется электрогидравлической системой СПЗ-1А, в которую входят электрогидравлический привод вращательного действия РК-60-1, механизм конечных выключателей, агрегаты контроля и управления работой СПЗ-1А. Непосредственно перемещение закрылков производится винтовыми подъемниками 12, 14 (см. рис. 18), приводимыми в действие рулевым приводом 15 через трансмиссию. Система СПЗ-1А может работать в следующих режимах:

автоматическом, при котором закрылки устанавливаются в любое положение в диапазоне углов отклонения $0^{\circ} \dots 45^{\circ}$ в соответствии с положением рукоятки управления на верхнем электрощитке пилотов;

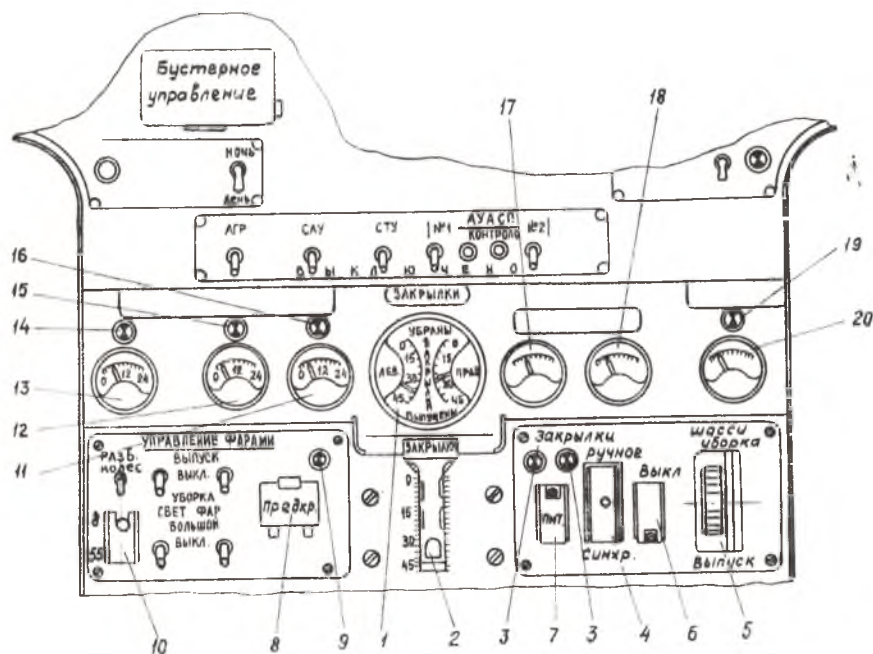


Рис. 20. Верхний электрощиток пилотов: 1 — двухстрелочный индикатор ИИ-32-05 положения закрылков; 2 — рукоятка МКВ-43 с лимбом; 3 — сигнальная лампа работы подканалов; 4 — переключатель режимов работы; 5 — переключатель ППНГ-15К управления уборкой и выпуском шасси; 6 — выключатель управления дублирующим аварийным выпуском шасси; 7 — выключатель ВГ-15 питания управления закрылками; 8 — переключатель управления предкрылками; 9 — лампа сигнализации выпущенного положения предкрылков; 10 — переключатель поворота колес переднего шасси на $8^{\circ}30'$ или на 55° ; 11, 12, 13 — указатели давления соответственно в 3, 2 и 1 гидросистемах; 14, 15, 16 — лампы сигнализации падения давления в 1, 2, 3 гидросистемах; 17, 18 — указатели давления в системе торможения левой и правой ноги шасси; 19 — лампа сигнализации падения давления в системе аварийного торможения колес; 20 — указатель давления в системе аварийного торможения

автоматической синхронизации, при котором в случае нарушения синхронного положения закрылков на левом и правом полукрыле в результате обрыва трансмиссии обеспечивается их синхронизация путем установки нормально перемещающихся закрылков в положение, соответствующее положению отказавших закрылков;

ручного управления, при отказах системы автоматки,

Режим работы СПЗ-1А устанавливается с помощью переключателя 4 (см. рис. 20) на верхнем электрощитке пилотов и имеет три положения: «Автомат.» — автоматический режим, «Синхрониз.» — режим синхронизации, «Ручн.» — режим ручного управления.

Система СПЗ-1А состоит из двух независимых каналов управления, обеспечивающих работу рулевого привода РП-60-1, это увеличивает ее надежность. Электропитание каждого канала СПЗ-1А — раздельное, осуществляется через свои автоматы защиты; гидравлическое питание осуществляется от разных гидросистем (1 и 2). В случае выхода из строя одного из каналов управления, вследствие отказа электрической или гидравлической систем, другой канал обеспечивает нормальную работу закрылков, но со скоростью, вдвое меньшей скорости выпуска (уборки). При возникновении отказа в электросистеме управления отключение канала осуществляется автоматически. Исправность каналов управления контролируется с помощью двух сигнальных ламп 3, которые горят при работе СПЗ-1А, давление в гидросистемах — манометрами 12 и 13.

Работа системы СПЗ-1А в различных режимах осуществляется следующим образом (рис. П4, прил.).

Автоматический режим. Переключатель режимов работы СПЗ-1А находится в положении «Автомат.» и закрыт колпачком, аварийный выключатель питания системы 7 (см. рис. 20) — в положении «Выкл.»

Для выпуска закрылков на требуемый угол рукоятка управления 2 устанавливается против соответствующего деления на лимбе рукоятки (рукоятка фиксируется стопором в положениях 0° , 15° , 28° , 45°), что приводит к рассогласованию положения контактных движков командного датчика механизма МКВ-43, кинематически связанного с рукояткой управления закрылками, и следящего датчика механизма МКВ-42 17 (см. рис. 18). Вследствие этого рассогласования на обмотку электрогидравлического клапана РП-60-1 подается напряжение, и в зависимости от его полярности происходит включение привода на выпуск или уборку закрылков. В результате перемещения закрылков (вращения вала гидропривода) выбирается рассогласование в положении контактных движков механизмов МКВ-43 и МКВ-42, и к моменту выпуска (уборки) закрылков на заданный угол оно становится равным 0, напряжение с отметки клапана РП-60-1 снимается и закрылки останавливаются. Фиксация закрылков после выключения привода РП-60-1 осуществляется фрикционным тормозом, встроенным в рулевой привод. При установке рукоятки в крайние положения 45° или 0° следящая система отключается, и включение (выключение) элект-

гидравлических клапанов РП-60-1 производится концевыми выключателями механизма МКВ-42А. Момент их срабатывания регулируется таким образом, чтобы выключение рулевого привода происходило раньше, чем подъемники займут крайнее положение, ограниченное упорами. Запас хода подъемников составляет от 90° до 180° поворота вала рулевого привода РП-60-1. Крайние положения системы на упорах обозначены метками «УПВ» (упор верхний — закрылки убраны) и «УПН» (упор нижний — закрылки выпущены), нанесенными на валу трансмиссии, который расположен сзади рулевого привода, против стрелки на пластинке.

Режим автоматической синхронизации. При работе системы управления закрылками в автоматическом режиме в случае обрыва трансмиссии в процессе выпуска или уборки закрывков рулевой привод РП-60-1 автоматически выключается. Это происходит, когда разница в углах установки левого и правого закрывков достигает величины $2,7^\circ$, вследствие возникновения сигнала рассогласования между контактными движками механизмов МКВ-41 10 (см. рис. 18), установленных на внешних подъемниках закрывков левой и правой ОЧК. В этом случае необходимо управление закрылками перевести в режим автоматической синхронизации путем постановки выключателя 4 (см. рис. 20) в положение «Синхрониз.». При этом система управления обеспечивает автоматическое слежение работоспособного закрывка за отказавшим путем периодического включения рулевого привода РП-60-1 для уменьшения рассогласования в углах установки до величины $2,7^\circ$. В режиме синхронизации система не управляема от рукоятки.

Режим ручного управления используется при отказах в электросистемах обоих каналов управления или при отказе одного из каналов автоматического режима для сохранения нормального времени уборки (выпуска) закрывков. Отказ каналов управления сигнализируется погасанием сигнальных ламп 3 (см. рис. 20) в процессе работы привода РП-60-1. Включение ручного режима управления осуществляется переводом переключателя 4 в положение «Ручное». Для выпуска (уборки) необходимо установить рукоятку управления в крайнее положение 45° (0°), при этом концевыми выключателями механизма МКВ-43 включается РП-60-1 и происходит выпуск (уборка) закрывков. После выхода закрывков на требуемый угол установки (определяется по указателю 1) выключение РП-60-1 осуществляется переводом рукоятки из крайнего положения в любое промежуточное (рекомендуется устанавливать рукоятку на угол, соответствующий углу выпуска закрывков). Выключение РП-60-1 в крайних положениях происходит автоматически концевыми выключателями механизма МКВ-42.

Положение закрывков контролируется также при помощи звуковой сигнализации (сирены), которая включается, если двигатель

выводится на взлетный режим (более 85° по УПРТ), а закрылки не выпущены во взлетное положение $28^\circ \pm 1^\circ 30'$.

Управление стабилизатором — электромеханическое. Система управления обеспечивает перестановку стабилизатора в диапазоне $0^\circ \dots 5,5^\circ$ (по индикатору).

Система состоит из электромеханизма 1 (рис. 21,а), винтового подъемника 3, механизма концевых выключателей 6, датчика 5, индикатора положения и переключателя, расположенных на средней приборной доске и верхнем электрощитке пилотов. Электромеханизм МУС-ЗПТВ имеет два реверсивных электродвигателя АДС-1000ТВ трехфазного переменного тока, которые через сумми-

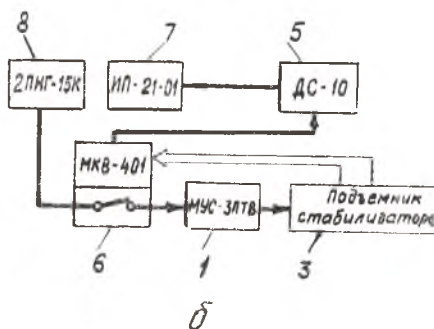
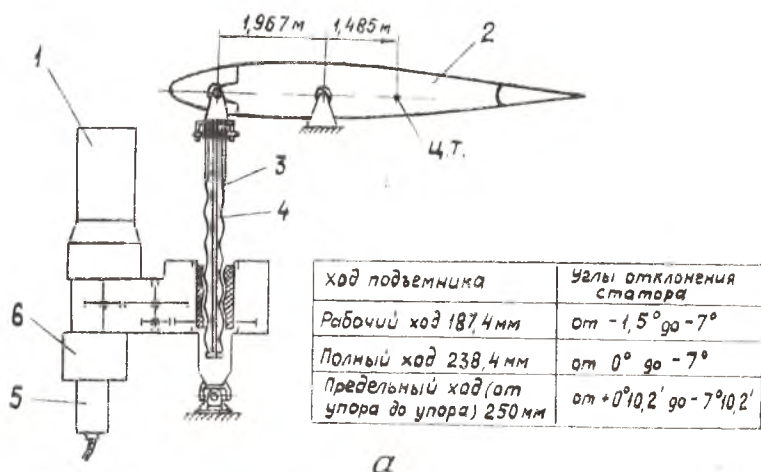


Рис. 21. Схема управления стабилизатором: а — кинематическая; б — структурная; 1 — электромеханизм МУС-ЗПТВ; 2 — стабилизатор; 3 — винтовой подъемник; 4 — стержень безопасности; 5 — датчик ДС-10; 6 — механизм МКВ-40А.

рующийся дифференциал и фрикционную муфту вращают гайку подъемника 3. Винт подъемника при помощи болта соединен с кронштейном, закрепленным на переднем лонжероне стабилизатора.

Каждый из электродвигателей АДС-1000ТВ имеет независимый канал управления и отдельное электропитание от левой и правой панелей генераторов. (рис. 21,б). При отказе или отключении одного из двигателей он стопорится с помощью встроенной в электродвигатель электромагнитной муфты. В этом случае работа второго электродвигателя обеспечивает прежнюю величину рабочего момента на выходном валу при снижении скорости его вращения и соответственно времени перестановки стабилизатора в два раза.

Дисковая фрикционная муфта электромеханизма МУС-ЗПТВ предохраняет сам электромеханизм и систему управления от перегрузки за счет ограничения величины крутящего момента, передаваемого фрикционной муфтой. Величина момента пробуксовки 1,2...1,6 Нм.

Для регулировки и проверки системы управления стабилизатором на земле предусмотрена возможность работы от ручного привода с помощью съемной рукоятки. Ограничение перемещения подъемника осуществляется при помощи нерегулируемых встроенных упоров. Регулировка выполняется таким образом, чтобы выключение электромеханизма происходило до момента касания ходового винта с упорами. При этом запас хода подъемника составляет не менее 72 оборотов ручного привода МУС-ЗПТВ. Выключение электромеханизма в крайних положениях стабилизатора происходит автоматически при помощи механизма МКВ-40А, установленного на корпусе подъемника стабилизатора со стороны, противоположной установке МУС-ЗПТВ, и соединенного шлицевым валиком с ведущей шестерней подъемника. На выходном валу зубчатого колеса механизма МКВ-40А устанавливается датчик положения стабилизатора ДС-10.

Крепление подъемника к килю осуществляется при помощи кардана, установленного на корпусе подъемника, винт подъемника также через кардан крепится к кронштейну стабилизатора. Для повышения надежности внутри винта установлен стержень, который удерживает стабилизатор в случае разрушения ходового винта.

Управление стабилизатором может осуществляться в автоматическом или ручном режимах. Режим управления определяется положением колпачка блокировки переключателя ручного управления, установленного на электрощитке козырька средней приборной доски пилотов (рис. 22)*.

* Козырек средней приборной доски конструктивно отличается на машинах разных серий (см. рис. 22 а,б).

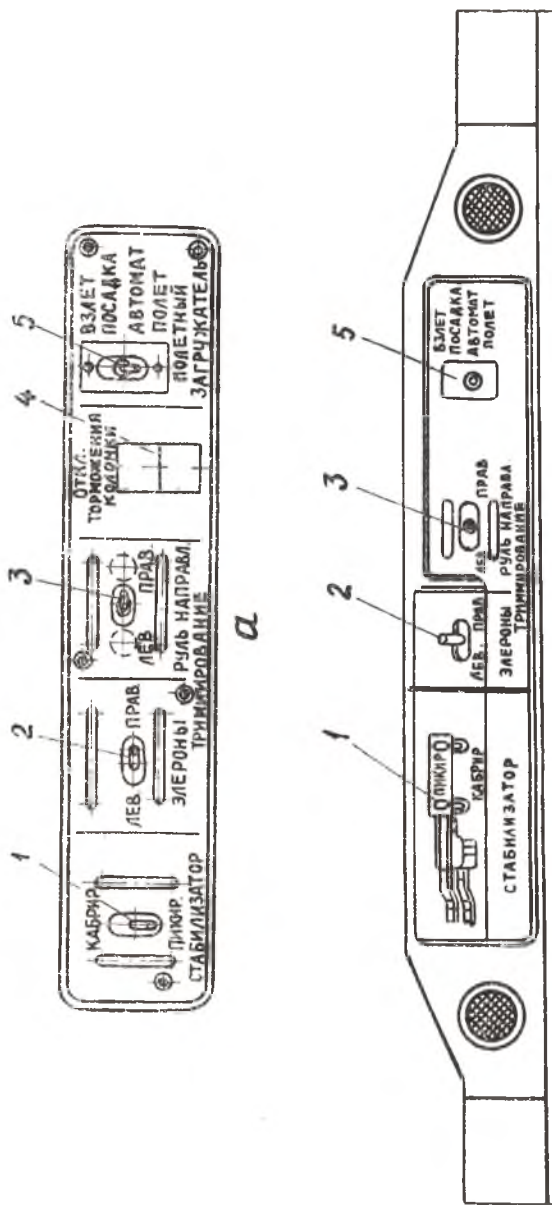


Рис. 22. Кольцевая приборная доска пилотов: а — самолетов ранних выпусков; б — самолетов Ту-154А; 1 — переключатель управления электромагнитом МУС-3ПТВ; 2 — переключатель управления электромагнитом триммерного эффекта элеронов; 3 — переключатель управления электромагнитом триммерного эффекта руля направления; 4 — переключатель ВТ-15 устройства торможения колески МВД-45; 5 — переключатель механизмов включения полетных загрузочных устройств руля высоты и руля направления

При автоматическом режиме (колпачок блокировки закрыт) управление стабилизатором осуществляется совместно с управлением закрылками при перемещении рукоятки на выпуск или уборку (режим совмещенного управления). Управление стабилизатором в ручном режиме осуществляется независимо от положения закрылков путем перевода нажимного переключателя управления стабилизатором на «Кабрир.» или «Пикир.». Для остановки стабилизатора в требуемом положении необходимо переключатель установить в нейтральное положение при подходе стрелки индикатора $З$ к заданному значению угла остановки (рис. 23).

Во всех случаях при переходе на ручное управление необходимо убедиться, что переключатель находится в нейтральном положении. Если переключатель установлен в положение «Кабрир.», то необходимо сначала поставить его в нейтральное положение, а затем открывать колпачок блокировки (на самолетах, у которых переключатель управления стабилизатором выполнен не нажимным, а перекидным).

Контроль за работой системы управления осуществляется по индикатору ИП21-02 из комплекта указателя положения стабилизатора УП21-02, датчик которого ДС-10 установлен на механизме МКВ-40А, и по загоранию зеленого табло «Стабилизатор включен», расположенного на среднем пульте пилотов, сигнализирующего о работе электромеханизма МУС-3ПТВ.

Совмещенное управление закрылками, предкрылками и стабилизатором осуществляется для упрощения работы экипажа в нормальных условиях полета (при отсутствии отказов в системах управления или других аварийных случаев). Совместная работа указанных систем обеспечивается путем автоматического включения в работу электропривода предкрылков ЭПВ-8П и стабилизатора МУС-3ПТВ при помощи сигналов, выдаваемых механизмом МКВ-42А системы управления закрылками. При установке рукоятки управления закрылками из положения 0° на любой угол одновременно происходит выпуск закрылков на заданный рукояткой угол, выпуск предкрылков и перестановка стабилизатора из полетного положения 0° во взлетное положение -3° при нейтральном положении переключателя ручного управления стабилизатором. Такое положение стабилизатора соответствует центровке самолета не менее 28% САХ. В случае передней центровки для обеспечения при посадке необходимого запаса по углам отклонения руля высоты переключателем ручного управления стабилизатор устанавливается на угол $-5,5^\circ$. Перестановка стабилизатора в это положение осуществляется только в том случае, если закрылки выпущены на угол не менее 31° .

При установке рукоятки управления закрылками из любого положения в положение 0° одновременно происходит полная уборка

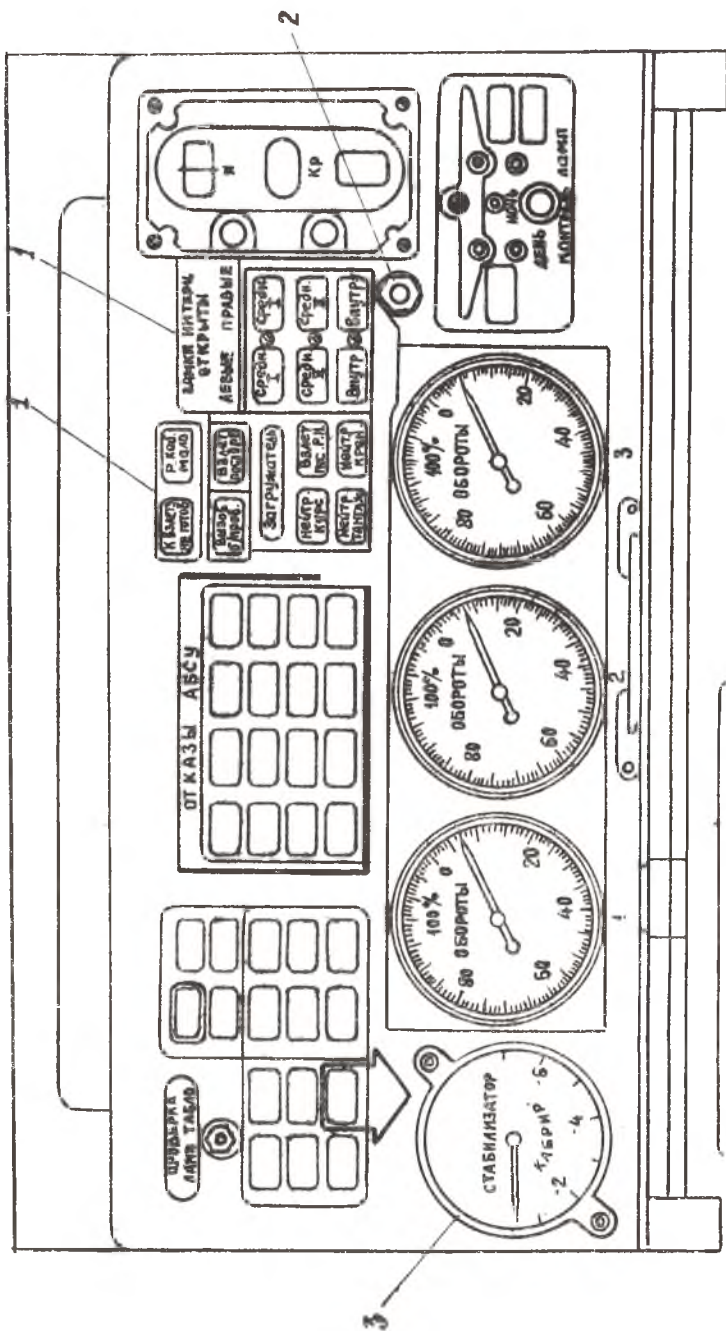


Рис. 23. Средняя приборная доска пилотов: 1 — сигнальные табло ТС-2; 2 — кнопка отключения крана средних интерцентров; 3 — индикатор положения стабилизатора ИП-21-02

закрылков и перестановка стабилизатора в полетное положение 0° (независимо от положения переключателя стабилизатора), а после полной уборки закрылков — уборка предкрылков в полностью убранное положение.

При открытии колпачка переключателя ручного управления в процессе перестановки стабилизатора в автоматическом режиме и нейтральном положении переключателя система обесточивается, а стабилизатор останавливается.

2.6. УПРАВЛЕНИЕ СРЕДНИМИ И ВНУТРЕННИМИ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ

Для торможения самолета при снижении, посадке и прерванном взлете используют воздушные тормоза — средние и внутренние интерцепторы. Управление средними и внутренними интерцепторами раздельное.

Система управления средними интерцепторами состоит из рукоятки 1 (рис. 24), установленной на среднем пульте пилотов, тросовой и жесткой проводки и четырех однокамерных рулевых приводов 9, с помощью которых отклоняются интерцепторы. Перемещение рукоятки через проводку, проложенную рядом с проводкой рулями и элеронами, передается на управляющие золотники следящих рулевых приводов РП-59, устанавливаемых по одному на каждую секцию интерцепторов. Питание рулевых приводов гидросмесью осуществляется от первой гидросистемы через электромагнитный кран ГА-158, который включается при снятии рукоятки управления с защелки убранного положения. Угол отклонения интерцепторов определяется величиной перемещения рукоятки и может изменяться от 0° до 45° . Рукоятка в крайних положениях фиксируется защелкой.

В убранном положении каждая секция средних интерцепторов удерживается механическим замком, встроенным в РП-59, открытое положение которого сигнализируется красным таблом «Замки интерц.» — «Средн. I» и «Средн. II», расположенным на средней приборной доске пилотов. При срабатывании замковых устройств всех четырех РП-59 выключается кран ГА-158 и прекращается подача гидросмеси к рулевым приводам. В случае самопроизвольного открытия хотя бы одного замка или не срабатывания его при уборке интерцепторов автоматически включается кран ГА-158 и подается гидросмесь ко всем рулевым приводам одновременно.

При отказе системы управления средними интерцепторами в выпущенном положении для их аварийной уборки предусмотрено отключение крана ГА-158 кнопкой на средней приборной доске пилотов. Уборка интерцепторов при этом осуществляется под действием скоростного напора за счет перетекания по зазорам жидкости из противоположных полостей РП-59. Интерцепторы в этом

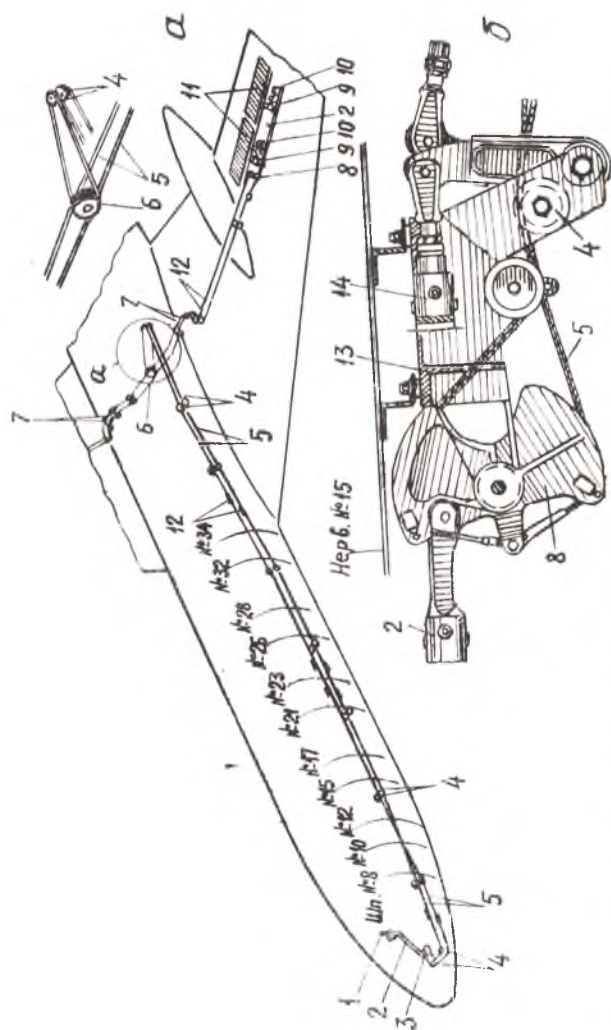


Рис. 24. Система управления средними интерцепторами: а — распределительный барабан; б — установка секторной качалки на левом крыле; 1 — рукоятка; 2 — тяга управления интерцепторами; 3, 8 — секторная качалка; 4 — ролик; 5 — трос КСАН-2,5; 6 — распределительный барабан; 7 — гермовывод; 9 — рулевой привод РП-59; 10 — качалка; 11 — интерцептор; 12 — чехол стыка тросовой проводки; 13 — кронштейн; 14 — тяга управления элеронами

случае на замки убранного положения не устанавливаются, и в полете в зависимости от режима полета происходит отсос их из крайнего положения на угол $1,7^{\circ}..9^{\circ}$.

Внутренние интерцепторы предназначены для торможения самолета при пробеге после посадки или прерванного взлета. Система управления внутренними интерцепторами электрогидравлическая. В нее входит электромагнитный кран ГА-142, гидравлический реверсивный порционер ГА-57/IV и два гидроцилиндра, с помощью которых отклоняются интерцепторы (рис. П2, прил.).

Управление внутренними интерцепторами осуществляется от кнопки, установленной в торце рукоятки управления средними интерцепторами или автоматически поворотом рукоятки управления реверсом двигателей № 1 и 3 из выключенного положения на угол 70° . Для предупреждения выпуска внутренних интерцепторов до момента касания самолета ВПП предусмотрена электрическая блокировка крана ГА-142—включение его возможно только после обжатия амортистоек или поворота тележек шасси на угол $4-5^{\circ}$ от исходного положения.

При включении ГА-142 жидкость от первой гидросистемы поступает к двум гидравлическим цилиндрам, осуществляющим отклонение интерцепторов. Для синхронизации перемещения интерцепторов, расположенных на левой и правой плоскости, служит реверсивный порционер, который обеспечивает подачу в гидроцилиндры равных количеств жидкости. Максимальная разница в углах отклонения при этом не превышает 5° .

Уборка внутренних интерцепторов происходит при установке рукоятки управления средними интерцепторами в положение «Уборка». При этом жидкость через ГА-142 подается в полость гидроцилиндров на уборку штока, а слив жидкости из противоположных полостей осуществляется через порционер, чем обеспечивается синхронизация положения интерцепторов при уборке. В убранном положении интерцепторы фиксируются с помощью шариковых замков в гидроцилиндрах.

Положение внутренних интерцепторов указывают световые табло, расположенные на средней приборной доске пилотов, которые горят при открытии шариковых замков гидроцилиндров и гаснут при их закрытии. При срыве одного из интерцепторов с замка убранного положения автоматически включается ГА-142 и давление гидросмеси подводится на уборку интерцепторов.

2.7. АВТОМАТ УГЛОВ АТАКИ И СИГНАЛИЗАЦИИ ПЕРЕГРУЗОК АУАСИИ-12КР

На самолете Ту-154 установлено устройство сигнализации опасных режимов полета: выход самолета на критические углы атаки α_{1p} и максимально допустимые в эксплуатации вертикальные перегруз-

ки $n_{y \text{ max}}$. Таким устройством является автомат углов атаки и сигнализации перегрузок АУАСП-12КР, установленный в верхней части приборной доски левого пилота. АУАСП-12КР осуществляет в полете непрерывный контроль текущих значений углов атаки $\alpha_{\text{тек}}$ и вертикальной перегрузки $n_{y \text{ тек}}$ и сопоставление их с величиной критического угла атаки $\alpha_{\text{кр}}$ и максимальной допустимой перегрузкой n_y , равной $2,3g$.

В комплект АУАСП-12КР входят датчики углов атаки и перегрузки, блок коммутации и указатель УАП-12КР. Для визуального наблюдения на указателе индицируются: в левой половине—текущий и критический (в зависимости от числа М полета) углы атаки; в правой — текущая и максимально допустимая вертикальные перегрузки. Момент приближения самолета к опасным режимам сигнализируется лампой, расположенной на левой приборной доске пилота, и табло — на правой приборной доске.

При выходе самолета на опасные режимы включается сигнальная лампа красного цвета, расположенная в указателе УАП-12КР, и звуковая сигнализация в виде непрерывного гудка динамика, установленного за креслом левого пилота.

Автомат АУАСП-12КР работает на всех режимах полета. В связи с тем, что характеристика текущего критического угла атаки, заложенная в автомат, различна для полетной и взлетно-посадочной конфигурации самолета, в полете происходит переключение режимов работы АУАСП-12КР. Переключение режимов работы осуществляется автоматически по сигналам, выдаваемым механизмом МКВ-41 левого закрылка.

Включение АУАСП-12КР производится выключателем, расположенным на верхнем электрошитке пилотов. Цепь питания автомата заблокирована концевым выключателем, установленным на амортистойке переднего шасси, поэтому АУАСП-12КР вступает в работу только после отрыва передней ноги при взлете самолета. Система АУАСП-12КР имеет встроенный контроль, предназначенный для проверки ее исправности на земле.

На самолетах ранних выпусков АУАСП-12КР функционально связана с системой управления рулем высоты, и в случае выхода самолета на опасный режим одновременно с включением световой и звуковой сигнализации происходит подключение в цепь проводки управления рулем высоты специального механизма торможения штурвальной колонки МВД-45. Перемещение штурвала «на себя» затрудняется и предупреждается дальнейшее увеличение угла атаки и перегрузки.

2.8. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ И РАБОТЕ АБСУ-154

Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154 предназначена для обеспечения требуемых характеристик устойчивости и управляемости, автоматического поддержания заданного режима полета (стабилизации параметров полета) и автоматического пилотирования самолета по сигналам наземных и самолетного навигационных устройств. АБСУ-154 является основным звеном контура автоматического управления самолетом Ту-154 (рис. 25). АБСУ-154 состоит из трех функционально связанных систем: системы автоматического управления САУ-4, системы траекторного управления СТУ-154, автомата тяги АТ-4-2М.

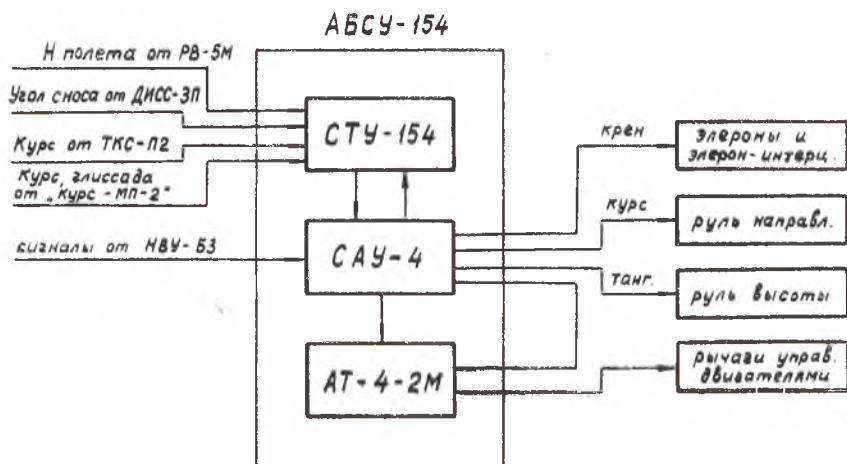


Рис. 25. Структурная схема контура автоматического управления

Система автоматического управления САУ-4 может работать в трех режимах: штурвального управления, автономного автоматического управления, автоматического управления по сигналам бортового навигационного устройства НВУ-Б3 и наземных посадочных радиосредств при заходе на посадку.

Система САУ-4 работает по трем каналам — курса, крена и тангажа. Исполнительным механизмом в каждом канале управления является рулевой агрегат РА-56В-1, который совместно с блоком демодуляции и усиления (БДУ) образует сервопривод СП-1Г.

Для повышения надежности системы управления каждый канал управления состоит из трех идентичных подканалов, работающих одновременно. Работа каждого канала осуществляется по своему

закону в зависимости от режима работы САУ-4. Рассмотрим в качестве примера работу канала тангажа в трех режимах — штурвальном, автономного автоматического управления и автоматического захода на посадку.

В режиме *штурвального управления*, когда пилотирование самолета осуществляется пилотом путем отклонения командных рычагов, основной задачей системы САУ-4 является улучшение характеристик устойчивости и управляемости самолета. Оно обеспечивается за счет работы сервопривода в режиме демпфера. Работа канала тангажа при этом осуществляется по закону, выраженному зависимостью, приведенной на с. 10. Функциональная схема реализации этого уравнения устройствами, входящими в канал тангажа, приведена на рис. 26. Перемещение штурвальной колонки передается дифференциальной качалкой и на датчик ДПС-2. Сигнал управляемости, передаваемый на вход в СП-1Г, пропорционален величине отклонения штурвала из сбалансированного положения. Поскольку положение штурвала, соответствующее отклонению руля высоты в сбалансированном положении самолета, зависит от режима полета, сигнал управляемости получают путем сложения перемещений, измеряемых датчиком ДПС-2 и датчиком ДПС-1, который измеряет перемещение штока механизма триммирования.

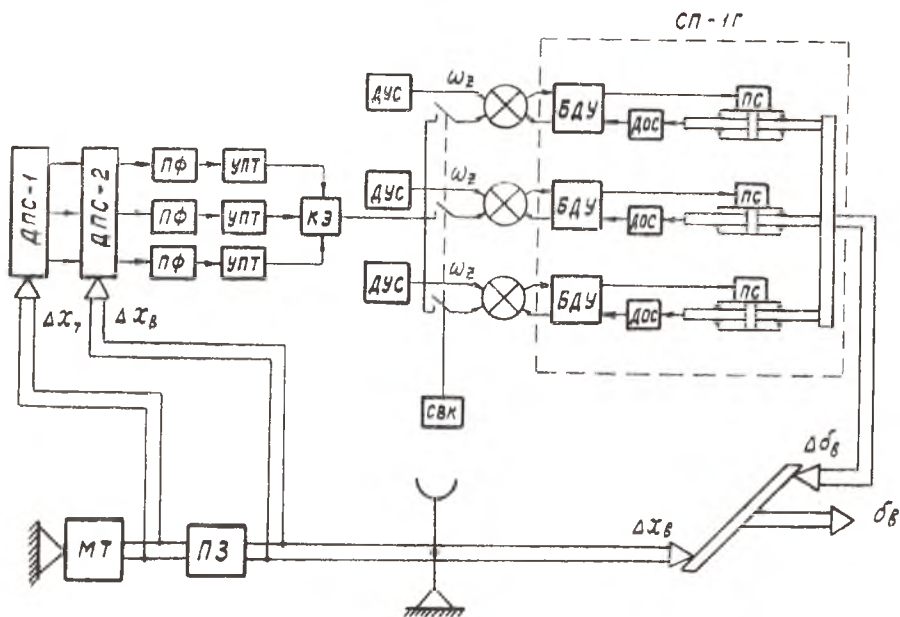


Рис. 26. Функциональная схема канала тангажа САУ-4 в режиме штурвального управления

с помощью которого происходит перемещение штурвала в сбалансированное положение. На выходе датчика ДПС-2 формируется выходной электрический сигнал, который по трем каналам через преобразователь фаз (ПФ) и усилитель постоянного тока (УПТ) поступает на кворум-элемент (КЭ). Кворум-элемент формирует достоверный выходной сигнал, являющийся средним арифметическим значением трех входных сигналов, мало отличающихся по величине. Если вследствие отказа канала один из сигналов отличается от среднеарифметического на заданную заранее величину, то кворум-элемент выдает сигнал на отключение этого канала, а на выходе КЭ величина сигнала составляет среднее арифметическое двух нормально работающих каналов. Таким образом, КЭ исключает возможность прохождения на СП-1Г ложных сигналов, появляющихся при отказе какого-либо из каналов. Сигнал на выходе кворум-элемента поступает на звено, где суммируется с сигналом демпфирования, поступающим от датчика угловой скорости (ДУС), и с сигналом отрицательной обратной связи, снимаемым с датчика обратной связи (ДОС). Суммарный сигнал, усиливаясь в блоке демодуляции и усиления (БДУ), поступает на преобразователь сигналов (ПС) рулевого агрегата РА-56В-1 и приводит к перемещению штоков рулевого агрегата. Перемещения штоков каждого канала РА-56В-1 (питание каждого канала гидро-смесью осуществляется от независимой гидросистемы) передаются выходному звену — траверсе. Конструктивно рулевой агрегат выполнен таким образом, что перемещение звена — траверсы пропорционально средневыворочному перемещению штоков подканалов. При возникновении неисправности в каком-либо из подканалов перемещение его штока будет отличаться от перемещения двух других штоков. В этом случае с помощью концевых выключателей отключается неисправный канал и на дифференциальную качалку передается перемещение звена-траверсы, вызываемое штоками остальных двух работающих подканалов. Дифференциальная качалка, суммируя перемещения от штурвала и РА-56В-1, передает на входные звенья рулевого привода управляющее перемещение δ_n , определяющее угол отклонения руля высоты.

Перемещение штоков РА-56В-1 за счет жесткой отрицательной обратной связи, осуществляемой датчиком ДОС, приводит к уменьшению сигнала на ПС (уменьшению рассогласования), а при его величине, равной нулю, штоки подканалов рулевого агрегата останавливаются. При работе системы только как демпфера сигнал рассогласования на ПС рулевого агрегата складывается из сигнала, снимаемого с ДУС и ДОС.

Для обеспечения постоянного значения коэффициента расхода штурвала на единицу перегрузки сигнал управляемости, подаваемый на ПС рулевого агрегата, изменяется в зависимости от балан-

сировочного положения руля высоты. При этом перемещение штоков РА может суммироваться с перемещением штурвала или вычитаться из него. Тем самым, в зависимости от балансирующего положения руля высоты коэффициент передачи от колонки управления к рулю высоты изменяется, что и обеспечивает примерно постоянное значение коэффициента расхода штурвала на всех режимах полета.

В режиме автономного автоматического управления САУ-4 обеспечивает стабилизацию: заданного угла тангажа или управление по тангажу; барометрической высоты полета; приборной скорости и числа M .

При выполнении данных операций в канале тангажа работают: демпфер колебаний (сервопривод СП-1Г и датчик ДУС), вычислитель стабилизации высоты, скорости полета и числа M и механизм электротриммирования, с помощью которого происходит перемещение штурвальной колонки и управляющих золотников рулевых приводов РП-56. Функциональная схема канала тангажа при работе САУ-4 в режиме автономного автоматического управления приведена на рис. 27. Работа канала тангажа осуществляется следующим образом.

При включении с пульта управления ПУ-33 режима стабилизации тангажа срабатывает реле Р-1 и на вход сервопривода СП-1Г подается сигнал с вычислителя, обрабатывающего информацию, получаемую от пилотажно-навигационных приборов ТКС-П2, МГВ-1СК, Курс-МП2, ДИСС-3П, НВУ-БЗ. Суммируясь с сигналами

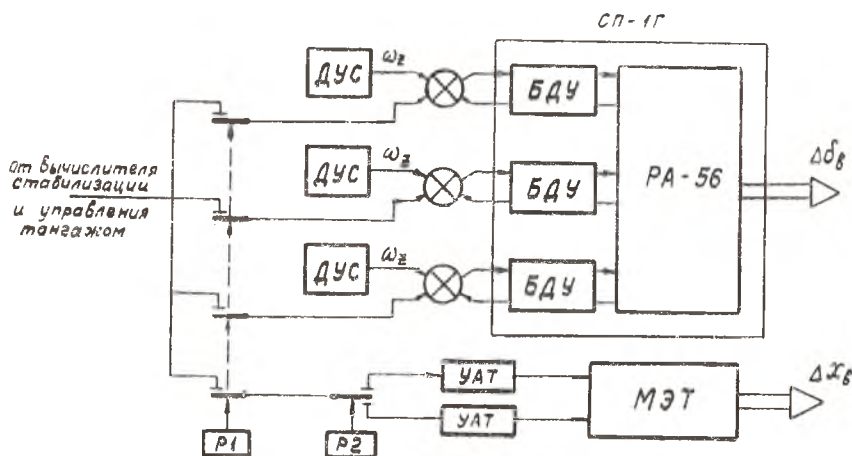


Рис 27. Функциональная схема канала тангажа САУ-4 в режиме автономного автоматического управления

лами от датчика угловой скорости ДУС и от датчика обратной связи в РА-56В-1, управляющий сигнал поступает на РА-56В-1, и сервопривод работает так же, как и в режиме штурвального управления.

Одновременно управляющий сигнал подается на вход усилителя автомата триммирования УАТ, обеспечивающего работу электромеханизма МЭТ. При стабилизации или управлении углом тангажа с пульта ПУ-33 электродвигатель механизма МЭТ устанавливает штурвальную колонку в балансировочное положение.

При отключении режима стабилизации (выключении реле Р1) канал тангажа работает в режиме демпфера.

При работе системы САУ-4 в режиме автоматического управления по сигналам навигационного комплекса она обеспечивает: управление самолетом в боковой плоскости по сигналам бортового навигационного устройства НВУ-БЗ и по сигналам наземных радиомаяков (режим ВОР);

управление самолетом в боковой и продольной плоскостях при автоматическом заходе на посадку и уходе на второй круг.

Работа каналов управления системы САУ-4 в режиме *автоматического управления* по сигналам навигационного комплекса в принципе аналогична их работе в режиме автономного автоматического управления. Так, работа канала тангажа осуществляется по той же функциональной схеме (см. рис. 27) с тем отличием, что управляющий сигнал на сервопривод СП-1Г поступает с СТУ-154, формирующей сигнал на основании информации, получаемой от навигационно-пилотажных устройств и наземных радиосредств по обеспечению посадки.

Система траекторного управления СТУ-154 выполняет следующие функции:

выдает командные сигналы в систему САУ-4 при автоматическом заходе на посадку;

индицирует с помощью пилотажно-навигационного (ПНП-1) и пилотажно-командного (ПКП-1) приборов основные пилотажно-навигационные параметры*;

вырабатывает сигналы для директорного управления самолетом при заходе на посадку;

выдает информацию о нормальной работе систем АБСУ.

Система СТУ-154 включает устройства, формирующие сигналы управления продольным и боковым движением самолета.

* Прибор ПНП-1 объединяет в себе авнагоризонт, командный пульс-прибор системы посадки, указатель положения самолета относительно заданной траектории полета, указатель отклонения от заданной скорости, указатель высоты и сигнализаторы исправности каналов траекторного управления.

Прибор ПКП-1 индицирует крен и тангаж самолета, отклонение от глассалы и от заданной скорости полета, высоту полета в диапазоне 0—60 м, наличие скольжения и исправность каналов системы траекторного управления.

Рассмотрим структурную схему формирования сигналов для продольного управления. С пилотажно-навигационных приборов информация о параметрах полета поступает в вычислители (рис. 28), где формируется сигнал управления. Для повышения надежности в системе установлено три параллельно работающих вычислителя В-21. С вычислителей сигналы поступают на блок контроля БК-17, с помощью которого осуществляется непрерывный и тест-контроль.

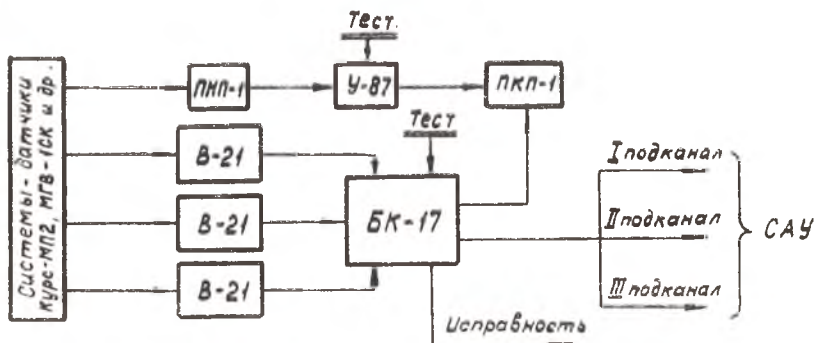


Рис. 28. Структурная схема СТУ-154

Непрерывному контролю подвергаются наиболее ответственные части вычислителей. Он осуществляется путем сравнения сигналов каждого вычислителя с общим средним сигналом всех трех вычислителей. Если сигнал одного из вычислителей значительно отличается от других и разница его по сравнению со средним значением трех сигналов превышает заданную величину, то происходит отключение этого вычислителя.

Тест-контроль применяется для проверки работоспособности следящих устройств, вычислителей и схемы непрерывного контроля. Тест-контроль осуществляется нажатием кнопки «Контроль СТУ» на пульте ПУ-3-3. При исправных вычислителях на средней приборной доске загораются световые табло «Исправность СТУ».

Формирование сигналов для управления боковыми движениями самолета производится аналогично.

Одновременно с выдачей сигналов управления в систему САУ-4 СТУ-154 обеспечивает индикацию пилотажно-навигационных параметров на приборах ППП-1 и ПКП-1, установленных на приборных досках левого и правого пилотов.

Автомат тяги АТ-4-2М предназначен для автоматического управления тягой двигателей НК-8-2У при заходе на посадку и выполняет следующие функции:

поддерживает постоянной заданную пилотом скорость планирования при заходе на посадку;

при выпуске закрылков увеличивает режим работы двигателей путем перевода рычагов управления двигателями (РУД) со скоростью 0,68 град/с в течение времени выпуска закрылков;

переводит РУД в положение «малый газ» при выравнивании перед приземлением и на взлетный режим при уходе самолета на второй круг.

В состав автомата тяги (рис. 29) входят: приставка ПН-3-3, с помощью которой осуществляется управление АТ-4-2М; два указателя текущей приборной скорости УС-И; два блока автоматики БА-13-2 и исполнительный механизм ИМАТ-2-12-4В.

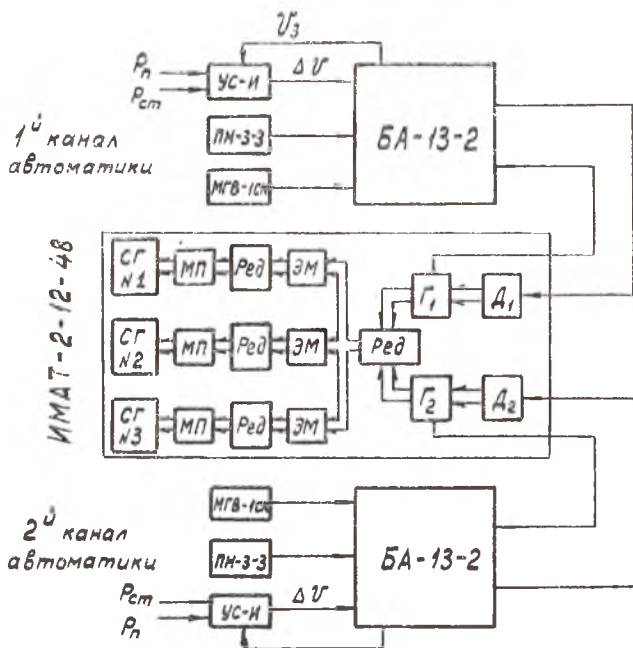


Рис. 29. Функциональная схема автомата тяги АТ-4-2М

Автомат тяги может работать в одном из четырех режимов, задаваемых с помощью приставки ПН-3-3.

В режиме «Подготовка» происходит согласование индексов текущей и заданной на пульте приставки ПН-3-3 скорости, что необходимо для безрывкового включения в работу автомата тяги. В режиме «Управление» осуществляется стабилизация текущей скорости полета или вывод самолета на заданную скорость полета.

В режиме «Уход» автомат перемещает рычаги управления двигателями на взлетный режим с максимально возможной скоростью (не более 8 град/с), а в режиме «Выравнивание» — переводит двигатели на режим «малый газ».

Автомат тяги работает по двум каналам (см. рис. 29), причем в нормальных условиях работает первый (основной) канал, а второй находится в «горячем» резерве. При отказе основного канала происходит автоматическое переключение на резервный канал. Работа каждого канала осуществляется следующим образом.

На указатель УС-И подается полное P_n и статическое $P_{ст}$ давление. Текущая скорость, пропорциональная скоростному напору $q = P_n - P_{ст}$, сравнивается с заданной приборной скоростью v_z , установленной пилотом на указателе УС-И. В блок автоматики БА-13-2 (см. рис. 29) поступает сигнал, пропорциональный разнице скоростей Δv , который суммируется с сигналом тангажа, выдаваемым гировертикалью МГВ-1СК. Из блока автоматики управляющий сигнал поступает в исполнительный механизм автомата тяги ИМАТ-2-12-4В, где включает в работу двухфазный двигатель-генератор. С двигателя (Д) через электромагнитную муфту (ЭМ) вращение передается на суммирующий редуктор, а с генератора (Г) в блок автоматики поступает электрический сигнал обратной связи. Суммирующий редуктор через электромагнитные муфты (ЭМ), редукторы и аварийные фрикционные муфты пересиливания (МП) перемещает секторы газа (СГ) двигателей НК-8-2У. Муфты пересиливания должны обеспечить возможность ручного управления двигателями при отказе автомата тяги.

Автомат тяги снабжен встроенным контролем для обнаружения отказов и выдачи пилоту информации о работе АТ-4 2М.

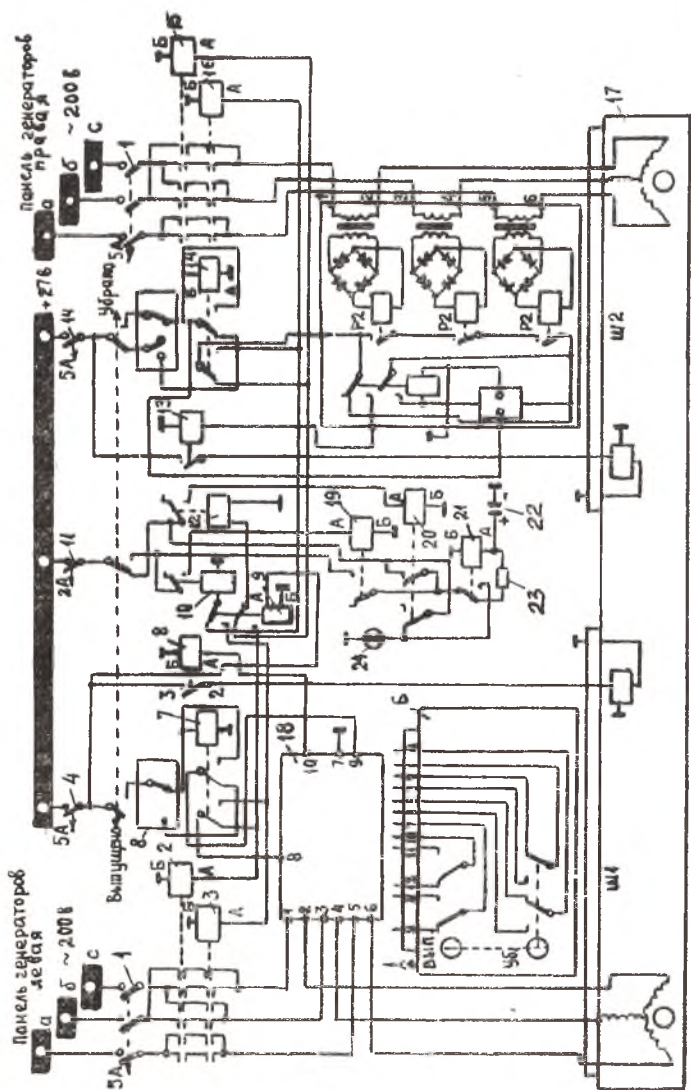


Рис. П1. Схема управления предрывками: 1 — автомат АЭЗК-5 защиты цепи 200 В предрывков; 2, 3 — контакторы ТКД 133 ДООД выпуска и уборки предрывков электродвигателя № 1; 4 — автомат АЗСГК-5 защиты цепей управления предрывками; 5 — переключатель ЗПП-15К управления предрывками; 6 — механизм контактов выключателя МКВ-36; 7 — реле управления мотором № 1; 8 — реле включения электромагнитной муфты в моторе № 1; 9 — реле управления сигнализацией; 10 — реле включения сигнала при выпуске предрывков; 11 — автомат защиты цепей сигнализации предрывков; 12 — реле включения сигнала при выпуске предрывков; 13 — реле включения электромагнитной муфты в электродвигателе № 2; 14 — реле управления электродвигателем № 2; 15, 16 — контакторы выпуска и уборки предрывков электродвигателя № 2; 17 — электромагнит предрывков ЭПВ-8П; 18 — коробка КЭД-2-10 А защиты цепей электродвигателя № 2 при обрыве фаз; 19, 20 — реле питания сигнализации при выпуске и уборке предрывков; 21 — реле аварийной сигнализации; 22 — конденсатор ЭГО-23000 мф; 23 — сопротивление МЛТ-2-240 Ом; 24 — сигнальная лампа СЛМ-61 положения предрывков

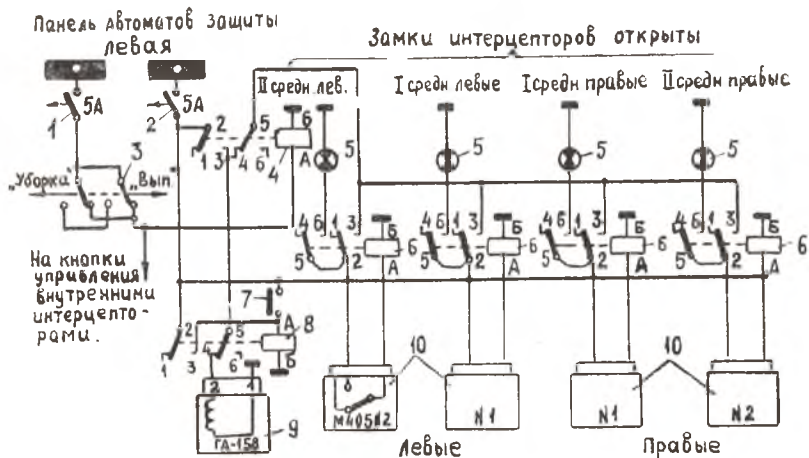


Рис. П 2. Схема управления средними интерцепторами: 1 — АЗСГК-5 защиты цепей управления внутренними интерцепторами; 2 — АЗСГК-5 защиты цепей управления средними интерцепторами; 3 — выключатель А-812В управления интерцепторами; 4 — реле ТКЕ22П1Г управления средними интерцепторами; 5 — табло ТС-2 сигнализации открытия замка средних интерцепторов; 6 — реле ТКЕ22П1Г сигнализации открытия замка средних интерцепторов; 7 — кнопка КНР аварийного отключения средних интерцепторов; 8 — реле ТКЕ22П1Г аварийного отключения крана средних интерцепторов; 9 — кран ГА-158 управления приводами средних интерцепторов; 10 — рулевой привод РП-59 средних интерцепторов

Панель автоматов защиты левая

Панель автоматов защиты

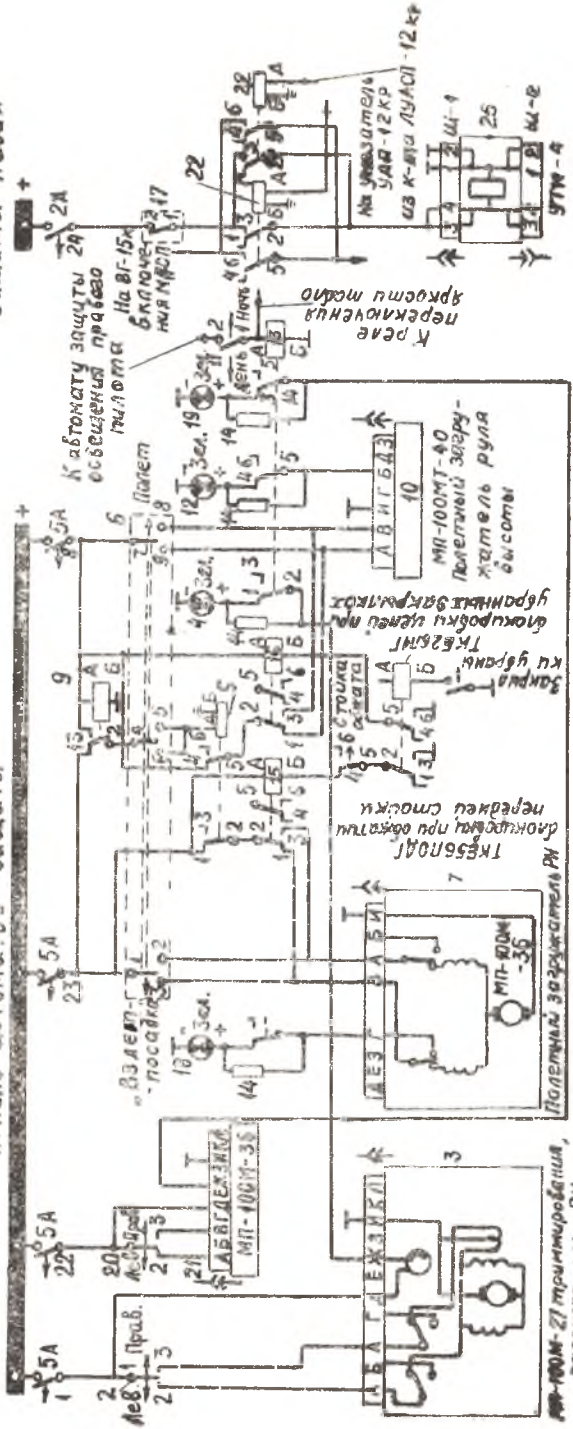


Рис. 13. Схема управления механизмами эффекта триммирования: 1 — АЗСГК-5 механизм эффекта триммирования руля направления; 2 — переключающий ПНГ-15 К управления загрузкой руля направления; 3 — электромагнит МП-100МТ-27; 4 — табло индикации нейтрального положения механизма эффекта триммирования; 5 — реле ТКЕ21ПОД отключения автоматического режима загрузки; 6 — переключатель ЗПНГК-15 управления полетными загрузками; 7 — механизм МП-100МТ-36 подстанция загрузчика руля направления; 8 — АЗСГК-5 электромагнит МП-100МТ-40; 9 — реле ТКЕ 21 ПОД переключения питания электромагнитов загрузчика; 10 — механизм МП-100МТ-40 подстанция загрузчика руля высоты; 11 — выключатель ВГ-15 К переключения яркости табло индикации; 12 — табло индикации положения загрузчика руля высоты; 13 — реле ТКЕ26ПГ переключения яркости табло индикации; 14 — газящее сопротивление МПТ-2-130; 15 — реле ТКЕ21ПОД автоматического режима полетного загрузчика руля направления; 15 — реле ТКЕ25ПОД электромагнитного режима полетного загрузчика руля направления; 17 — выключатель ВГ-15К отключения устройства торможения колонны; 18 — табло индикации выдвинутого положения загрузчика руля направления; 19 — табло индикации «Крен нейтрально»; 20 — переключатель ПНГ-15 К электромагнитного эффекта триммирования азронов; 21 — электромагнит МП-100МТ-36 загрузчика азронов; 22 — реле ТКЕ22ПИС включения устройства торможения колонны и индикации критических режимов полета; 23 — автомат АЗСГК-5 электромагнитного подстанция загрузчика руля направления; 24 — АЗСГК-2 устройство торможения колонны; 25 — устройство торможения колонны УТК-1

ЛИТЕРАТУРА

1. *Волошин Ф. А., Кузнецов А. Н., Покровский В. Я., Соловьев А. Я.* Самолет Ту-154. Конструкция и техническое обслуживание. Ч.1. М.: Машиностроение, 1975.
 2. *Козарук В. В.* Комплекс бортового оборудования самолета Ту-154 и его эксплуатация. М.: Машиностроение, 1975.
 3. Конструкция и прочность самолетов и вертолетов/Под редакцией проф. *К. Д. Миртова* и проф. *Ж. С. Черненко*. М.: Транспорт, 1972.
 4. *Лигун Т. И., Скрипниченко С. Ю., Чульский Л. А., Шишмарев А. В., Юровский С. И.* Аэродинамика самолета Ту-154. М.: Транспорт, 1977.
 5. *Пашковский И. М.* Устойчивость и управляемость самолета. М.: Машиностроение, 1975.
 6. *Склянский Ф. И.* Динамика полета и управляемость тяжелых реактивных самолетов. М.: Машиностроение, 1976.
 7. *Тараканов Л. М.* Самолет Ту-154А. Конструкция и летная эксплуатация. М.: Машиностроение, 1976.
-

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	3
1. ОСОБЕННОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СОВРЕМЕННОГО САМОЛЕТА	5
2. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ	15
2.1. Общая характеристика системы управления самолета Ту-154. Основные регулировочные данные	15
2.2. Система управления рулем высоты	19
2.3. Система управления рулем направления	25
2.4. Система управления элеронами и элерон-интерцепторами	29
2.5. Система управления предкрылками, закрылками и стабилизатором	36
2.6. Управление средними и внутренними интерцепторами	48
2.7. Автомат углов атаки и сигнализации перегрузок АУАСП-12КР	50
2.8. Основные сведения о конструкции и работе АБСУ-154	52
Литература	62

Св. план 1984, поз. 36

Юрий Михайлович Морозов

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА Ту-154

Редактор Е. Д. Антонова

Техн. редактор Н. М. Каленюк

Корректор В. П. Петрова

Сдано в набор 27.02.84 г. Подписано в печать 9.07.84 г. ЕО00279.

Формат 60×84 1/16. Бумага писчая белая.

Литературная гарнитура. Высокая печать.

Усл. п. л. 3,72. Уч.-изд. л. 3,65 + 1 вкл. Т. 500 экз. Заказ 184.

Цена 15 к.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика С. П. Королева,
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

Типография УЭЗ КуАИ, г. Куйбышев, ул. Ульяновская, 18.

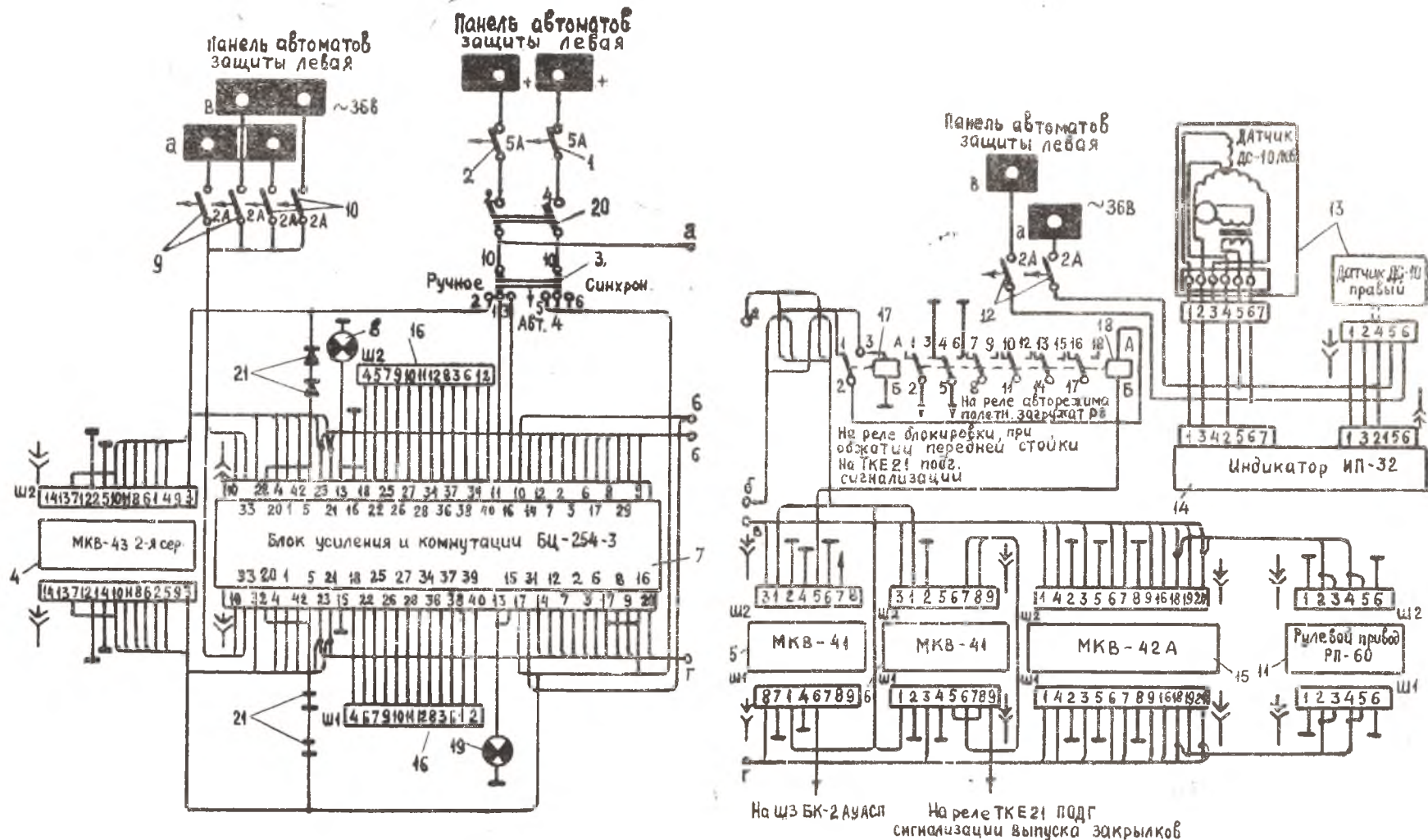


Рис. П4. Схема электропитания системы СПЗ-1А: 1—автомат АЗСКГ-5 цепи питания первого подканала закрылков; 2 — автомат АЗСКГ-5 цепи питания второго подканала закрылков; 3 — переключатель 2ППГ работы закрылков; 4 — механизм управления МКВ-43 (2-я серия); 5, 6 — механизмы конечных выключателей МКВ-41 (2-я серия); 7—блок усиления и коммутации; 8—лампа СЛЦ-61 сигнализации работы первого подканала закрылков; 9, 10—автоматы АЗФ1К-2 цепи 36 В питания первого и второго подканала закрылков; 11 — рулевой привод РП-60; 12 — автомат АЗФ1К-2 цепи 36 В указателя положения закрылков; 13 — датчик ДС-10 положения закрылков; 14 — индикатор ИП-32; 15 — механизм конечных выключателей МКВ-42А (2-я серия); 16 — разъем подключения контрольной аппаратуры; 17 — реле ТКЕ21ПОДГ переключения питания закрылков; 18 — реле ТКЕ21ПГГ блокировки цепей при уборке закрылков; 19—лампа СЛЦ-61 сигнализации работы первого подканала закрылков; 20 — выключатель 2ВГ-15-2С управления закрылками; 21 — диоды