

**ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
“САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА”**

О.Н. КОРОЛЬКОВ, Г.А. РЕЗНИЧЕНКО

**СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ
САМОЛЕТА**

САМАРА 2007

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П.КОРОЛЕВА»

О.Н. Корольков
Г.А. Резниченко

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА

Учебное пособие

Рекомендуется для межвузовского использования

Самара
Издательство СГАУ
2007

УДК 629.7.05 (075)

ББК 68.53

К 683

Рецензенты: В.Н. Климов, А.П. Герман

Корольков О.Н.

К 683 Система управления самолета: учеб. пособие / О.Н. Корольков, Г.А. Резниченко.
- Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2007. - 120 с.

ISBN 978-5-7883-0556-1

Рассмотрены принципы устройства и работа систем управления самолета. Дается описание основных агрегатов и элементов системы управления: пультов ручного и ножного управления, проводки управления, бустеров, механизмов загрузки. В качестве примера приводится описание автоматизированных систем управления пассажирских самолетов Ту-154 и Ту-204.

Учебное пособие предназначено для студентов, изучающих курс конструкции и проектирования самолетов и может быть полезно для специалистов в области авиационной техники.

Разработано на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов.

ISBN 978-5-7883-0556-1

© О.Н. Корольков,

Г.А. Резниченко, 2007

© Самарский государственный

аэрокосмический университет, 2007

Учебное издание

*Корольков Олег Николаевич
Резниченко Геннадий Алексеевич*

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА

Учебное пособие

Редактор Т.К. Крестина
Компьютерная верстка И.И. Спиридонова

Подписано в печать 10.06.2008 г. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Усл.печ.л. 7,5. Тираж 200 экз. Заказ 311. Арт. С-19/2007.

Самарский государственный аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Издательство Самарского государственного аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

СОДЕРЖАНИЕ

Принятые сокращения	5
ВВЕДЕНИЕ	6
1. СИСТЕМЫ ПРЯМОГО НЕАВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ	8
1.1. Основные требования к системе управления	8
1.2. Органы управления	8
1.3. Командные посты управления	9
1.3.1. Командные посты ручного управления	10
1.3.2. Командные посты ножного управления	13
1.4. Проводка управления	15
1.4.1. Механическая проводка управления	15
1.4.1.1. Гибкая проводка управления	15
1.4.1.2. Жесткая проводка управления	16
1.4.2. Электрическая проводка управления	18
1.5. Кинематика управления	19
1.5.1. Симметричное управление	20
1.5.2. Дифференциальное управление	20
1.5.3. Управление комбинированными органами управления	21
1.6. Усилия управления	22
1.7. Способы уменьшения маневренных усилий управления	23
2. СИСТЕМЫ БУСТЕРНОГО УПРАВЛЕНИЯ	25
2.1. Основные элементы бустера	25
2.2. Способы включения бустера в систему управления	29
2.2.1. Обратимая схема включения бустера	29
2.2.2. Необратимая схема включения бустера	32
2.3. Загрузочные механизмы	32
3. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА ТУ-154	35
3.1. Общие сведения о самолете	35
3.2. Система управления самолетом	36
3.3. Размещение элементов системы управления самолетом в кабине экипажа	38
3.4. Управление рулем высоты	39
3.4.1. Установка загрузателей	41
3.5. Управление рулем направления	43
3.5.1. Установка загрузателей	43
3.5.2. Установка механизма стопора руля направления	45
3.6. Управление элеронами и интерцепторами	46
3.6.1. Управление интерцепторами	48
3.6.2. Установка загрузателя	49
3.7. Установка рулевых агрегатов системы АБСУ	50

3.8. Агрегаты системы управления	51
3.8.1. Пульты управления	51
3.8.2. Колонки управления	52
3.8.3. Педали ножного управления	53
3.8.4. Пружинные загрузатели	54
3.8.5. Рулевой привод РП-55	54
3.8.6. Рулевой привод РП-56	55
4. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА ТУ-204	57
4.1. Общие сведения о самолете	57
4.1.1. Конструкция планера	60
4.1.2. Силовая установка	61
4.1.3. Системы самолета	61
4.2. Система управления самолетом	62
4.2.1. Управление рулями	63
4.2.2. Управление механизацией крыла	69
4.3. Система управления элеронами	69
4.3.1. Пульт ручного управления	71
4.3.2. Основной пружинный загрузатель	72
4.3.3. Пружинная тяга в канале крена	74
4.4. Система управления интерцепторами и воздушными тормозами	74
4.4.1. Гермовыводы	78
4.5. Управление рулем направления	78
4.5.1. Пульт ножного управления	82
4.5.2. Регулятор натяжения тросов	83
4.6. Управление рулем высоты	85
4.7. Система управления стабилизатором	89
4.7.1. Штурвальчик ручной балансировки	92
4.8. Система управления механизацией крыла	92
5. АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ	98
5.1. Характеристики продольной управляемости	98
5.2. Система продольного управления	102
5.2.1. Режим штурвального управления	102
5.2.2. Режим автоматического управления	111
5.3. Боковая устойчивость и управляемость	113
5.4. Система поперечного управления	115
5.4.1. Режим штурвального управления	115
5.4.2. Режим автоматического управления	117
5.5. Система путевого управления	118

Принятые сокращения

АО – агрегат отключения;
АСШУ – автоматическая система штурвального управления;
БУК – блок управления и контроля;
БУП – блок управления;
ВПО – взлетно-посадочные операции;
ВСУ – вспомогательная силовая установка;
ВСУП – вычислительная система управления полетом;
ВТ – воздушные тормоза;
ДПР, ДПС, ДС, ДСК – датчики перемещения;
ЕНЛГ-С – Единые нормы летной годности самолетов;
КИСС – комплексная информационная система сигнализации;
МБ – механизм балансировки;
ОЧК – отъемная часть крыла;
ПАБ – привод автоматической балансировки;
ПУ – пульт управления;
РА – рулевой агрегат;
РВ – руль высоты;
РН – руль направления;
РНТ – регулятор натяжения тросов;
РП – рулевой привод;
РУД – рычаги управления двигателями;
САХ – средняя аэродинамическая хорда;
СДУ – система дистанционного управления;
СП – система привода;
ШРБ – штурвальчик ручной балансировки;
ЭМТ – электромагнит.

ВВЕДЕНИЕ

Система управления самолетом – одна из основных и важнейших бортовых самолетных систем, обеспечивающая его эксплуатационные качества и безопасность полета. Система управления современного самолета представляет собой сложный комплекс электронно-вычислительных, электрических, гидравлических и механических устройств, обеспечивающих необходимые характеристики устойчивости и управляемости самолета, стабилизацию установленных летчиком режимов полета от взлета до посадки.

В полете самолет пилотируется летчиком – специалистом по управлению летательным аппаратом. В зависимости от степени участия летчика в процессе управления системы управления могут быть неавтоматическими, полуавтоматическими и комбинированными.

В неавтоматической системе управления в кабине устанавливаются командные рычаги управления, от которых управляющие импульсы летчика механической проводкой управления передаются на рулевые поверхности. Отклонение рулей создает необходимые аэродинамические силы и моменты, обеспечивая движение самолета по заданной траектории. Рулевые поверхности в этом случае удерживаются в нужном положении мускульной силой летчика. Такую систему управления принято называть *системой прямого управления*.

В полуавтоматических системах управляющие сигналы также вырабатываются летчиком, но они преобразуются с помощью целого ряда механических, гидравлических и электрических устройств, включенных в проводку управления. В результате отклонение рулевых поверхностей корректируется с целью улучшения характеристик устойчивости и управляемости, что обеспечивает повышение качества управления самолетом. Качество управления оценивается соотношением управляющих импульсов летчика (перемещения командных рычагов и усилия на них) и ответной реакции самолета (изменение скорости, перегрузки, угловых скоростей). Высокое качество управления обеспечивает наименьшее напряжение и утомление летчика при пилотировании.

Улучшение характеристик устойчивости и управляемости самолета обеспечивается включением в систему управления целого ряда специальных автоматических устройств и систем, удерживающих параметры устойчивости и управляемости в заданных пределах на всех режимах полета. Исполнительные приводы таких автоматов включаются в проводку управления, где на специальных смесительных механизмах происходит суммирование управляющих сигналов летчика и автоматических систем. Примером подобных устройств и систем могут служить автоматы устойчивости, демпферы рыскания, тангажа и крена, автоматы изменения передаточных отношений в проводке управления, автоматы балансировки, механизмы нелинейной передачи и др. К этим же устройствам относятся и силовые приводы – бустеры, которые увеличивают мощность управляющего сигнала и позволяют создавать любые требуемые усилия на рулях при оптимальных (нормируемых) усилиях на командных рычагах летчика. Устройство и работа систем бустерного управления рассматриваются в отдельном разделе.

В автоматических системах управляющие сигналы формируются комплексом автоматических устройств, обеспечивающих полет самолета в полностью автоматическом режиме.

В простейших системах такого рода автоматизируются отдельные этапы полета, а остальные режимы выполняются по схеме прямого или полуавтоматического управления. Такие системы следует отнести к разряду *комбинированных систем управления*. К ним можно отнести системы управления с автопилотами, стабилизирующими самолет в длительных установившихся режимах полета – горизонтальный полет, набор высоты, снижение, системы автоматического наведения на цель, системы автоматизированного захода на посадку и некоторые другие автоматизированные режимы и операции.

Успехи в развитии электронной техники и разработке многоканальных приводов высокой надежности в последние годы создали техническую базу для замены многочисленных автоматичес-

ких и полуавтоматических систем с их датчиками, вычислителями и исполнительными механизмами мощной многократно резервированной автоматической бортовой системой управления (АБСУ), выполняющей все функции изолированных автоматических устройств.

В любой автоматизированной системе не исключается полностью участие летчика в управлении самолетом. На неавтоматизированных режимах полета, при отказах и в аварийных ситуациях летчик должен иметь возможность перейти на ручное управление с помощью командных рычагов, связанных проводкой с рулевыми поверхностями.

Во всех перечисленных системах управления летчик является одним из важнейших звеньев в замкнутом контуре «летчик – система управления – самолет». Качество управления зависит как от характеристик самолета и его системы управления, так и от динамических свойств летчика, имеющего следующие особенности.

1) *Запаздывание реакции.* Летчику присуще определенное запаздывание на пусковую информацию. Время запаздывания составляет примерно 0,25 секунд (вероятностная характеристика среднего летчика).

2) *Зона нечувствительности.* Определяется разрешающей способностью зрения человека, которая составляет примерно одну угловую минуту.

3) *Прерывистость ответной реакции.* Для летчика характерна дискретная прерывная реакция на поступающее непрерывное возмущение. Это связано с основным законом передачи сигналов по нервам человека. Частота ответных реакций – до двух в секунду.

4) *Способность фильтрации внешних возмущений.* Летчик может после определения отклонения параметра от заданного значения не реагировать на это отклонение. В этом случае летчик представляет собой своеобразный «логический» фильтр.

5) *Дифференцирование и интегрирование.* Летчик реагирует не только на отклонение параметра от заданного значения, но и на первую и вторую производные и на интеграл от отклонения.

6) *Полоса пропускания.* Летчик, реагирующий два раза в секунду, способен следить за сигналами, поступающими с частотой от нуля до 2,5 – 3 Гц, что и составляет полосу пропускания человека. Амплитудно-частотная характеристика летчика имеет линейный характер.

7) *Передачная функция летчика.* Человек может изменять свою передачную функцию в зависимости от поставленных задач, тренировки, обучения, морального состояния. Он может быть так натренирован, что с успехом будет выполнять функции усиления, усиления с опережением, усиления с запаздыванием или полного усиления с запаздыванием или полного усиления с заданным опережением и запаздыванием. Однако наиболее точно человек выполняет простейшую функцию – усиление.

8) *Способность к переработке информации.* Количество информации, которое может быть воспринято и переработано летчиком за единицу времени, ограничено. Оно зависит от характера систем индикации и от утомляемости летчика.

Автоматизация управления самолетом направлена на сокращение и упрощение функций, выполняемых летчиком. Кроме того, автоматика позволяет использовать такие режимы полета, которые при непосредственном управлении летчиком, в силу ограниченности его динамических свойств, невозможны – заход на посадку при ограниченной видимости, полет с большой скоростью на предельно малых высотах и др. Таким образом, использование автоматических систем расширяет возможности и повышает эффективность использования самолета. С другой стороны, разгрузка летчика за счет автоматизации пилотирования позволяет ему больше внимания уделять оценке условий полета, вовремя замечать и устранять отказы в работе автоматики, что повышает общую безопасность полета.

Принципы устройства и работы автоматизированных систем управления рассматриваются в последней главе пособия.

1. СИСТЕМЫ ПРЯМОГО НЕАВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Простейшая система прямого управления состоит из командных рычагов, расположенных в кабине пилота, органов управления и связывающей их проводки управления.

1.1. Основные требования к системе управления

- Углы отклонения рулевых поверхностей должны обеспечивать с некоторым запасом управление самолетом на всех требуемых режимах полета;
- усилия управления на командных рычагах должны быть направлены в сторону, противоположную их отклонению, плавно нарастать по мере отклонения и не превышать предельных величин – 500-600 Н в продольном, 300-500 Н в поперечном и 900-950 Н в путевом управлении;
- максимальные перемещения командных рычагов должны лежать в строго заданных пределах и ограничиваться регулируемым упорами;
- педали ножного управления должны иметь регулировку по росту пилота;
- проводка управления должна иметь минимальные люфты в соединениях, силы трения не более 30 – 70 Н, защиту от повреждения, зажима, попадания посторонних предметов;
- при деформациях крыла, фюзеляжа, оперения должна исключаться возможность заклинивания проводки управления;
- должны исключаться резонансные колебания тяг и тросов проводки управления;
- должна предусматриваться система стопорения управления на стоянке.

1.2. Органы управления

Органы управления обеспечивают продольное, поперечное и путевое управление.

Продольное управление осуществляется *рулем высоты*, шарнирно подвешенным к неподвижному стабилизатору.

Для повышения эффективности продольного управления может использоваться комбинация *руля высоты и подвижного стабилизатора*, угол установки которого может изменяться в полете с помощью дополнительного привода.

На сверхзвуковых скоростях полета продольное управление обеспечивается *управляемым стабилизатором*, угол установки которого изменяется в полете командным рычагом продольного управления.

Отклонением органов продольного управления в полете изменяется аэродинамическая сила на горизонтальном оперении, что приводит к изменению угла атаки крыла.

Поперечное управление обеспечивается элеронами, установленными на концах крыла в хвостовой его части. Правый и левый элероны всегда отклоняются в противоположные стороны и за счет дифференциального изменения подъемной силы крыла создают кренящий момент самолета. На стреловидных крыльях большого удлинения эффективность элеронов падает, что связано с развитием концевых срывов на крыле, а также большими деформациями кручения крыла при отклонении элеронов. В этом случае в дополнение к элеронам на верхней поверхности крыла уста-

навливаются *интерцепторы*, которые при отклонении элерона вверх отклоняются в ту же сторону и, вызывая срыв потока на крыле, дают дополнительную силу крена, повышая тем самым эффективность поперечного управления. При отклонении элерона вниз интерцептор прижат к крылу и не работает.

Путевое управление самолетом обеспечивается рулем направления, который шарнирно подвешивается на киле. Цельноповоротный управляемый киль используется очень редко.

В некоторых случаях для управления самолетом используются комбинированные органы управления, выполняющие функции двух рулевых поверхностей. Так, на самолетах без горизонтального оперения («бесхвостка», «летающее крыло») по задней кромке крыла устанавливаются элероны, выполняющие функции рулей высоты и элеронов. На сверхзвуковых истребителях может использоваться дифференциальный стабилизатор, который при синхронном отклонении обеих половин в одну сторону исполняет роль органа продольного управления, а при дифференциальном отклонении этих половин в разные стороны - роль органа поперечного управления. У самолетов с V-образным оперением рулевые поверхности выполняют функции руля высоты и руля направления. На некоторых самолетах используются зависающие элероны, которые при синхронном отклонении вниз выполняют функции закрылка.

Все комбинированные органы управления отклоняются управляющими сигналами двух самостоятельных каналов управления. В этом случае должно быть обеспечено независимое отклонение рулевой поверхности сигналами каждого из этих каналов, что достигается установкой в проводку управления специального смесительного механизма.

Отклонение рулевых поверхностей в полете можно разделить на балансировочные и маневренные. Балансировочные отклонения обеспечивают уравнивание всех действующих на самолет сил и моментов, что является необходимым условием для выполнения длительных установившихся режимов полета самолета. Маневренные отклонения рулей создают неуравновешенные аэродинамические силы и моменты, которые обеспечивают выполнение самолетом того или иного маневра. Обычно маневрирование носит кратковременный характер.

1.3. Командные посты управления

Командные посты управления представляют собой рычаги управления, установленные в кабине экипажа, с помощью которых летчик отклоняет органы управления - рулевые поверхности или просто рули (рис.1.1). В качестве командных рычагов используются посты ручного и посты ножного управления.



Рис. 1.1. Основные органы управления самолета

Ручное управление используется для отклонения органов продольного и поперечного управления, а ножное – для отклонения органов путевого управления.

1.3.1. Командные посты ручного управления

В качестве ручного управления на легких маневренных самолетах используется ручка управления (рис.1.2), а на тяжелых неманевренных самолетах – штурвальная колонка (рис.1.3).

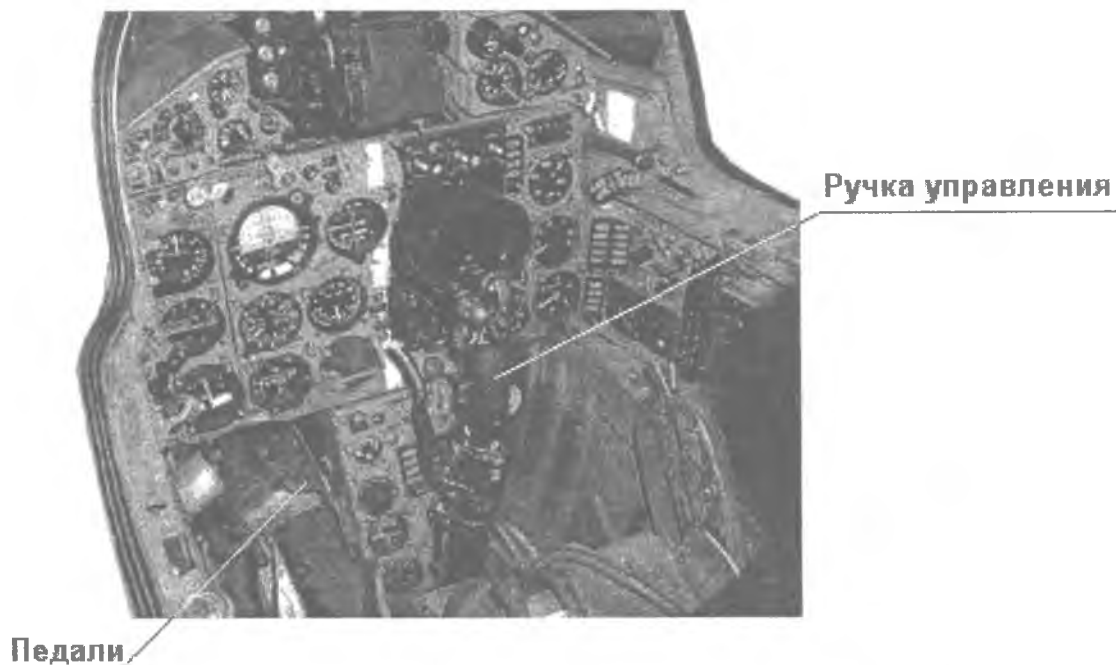


Рис. 1.2. Посты ручного и ножного управления истребителя

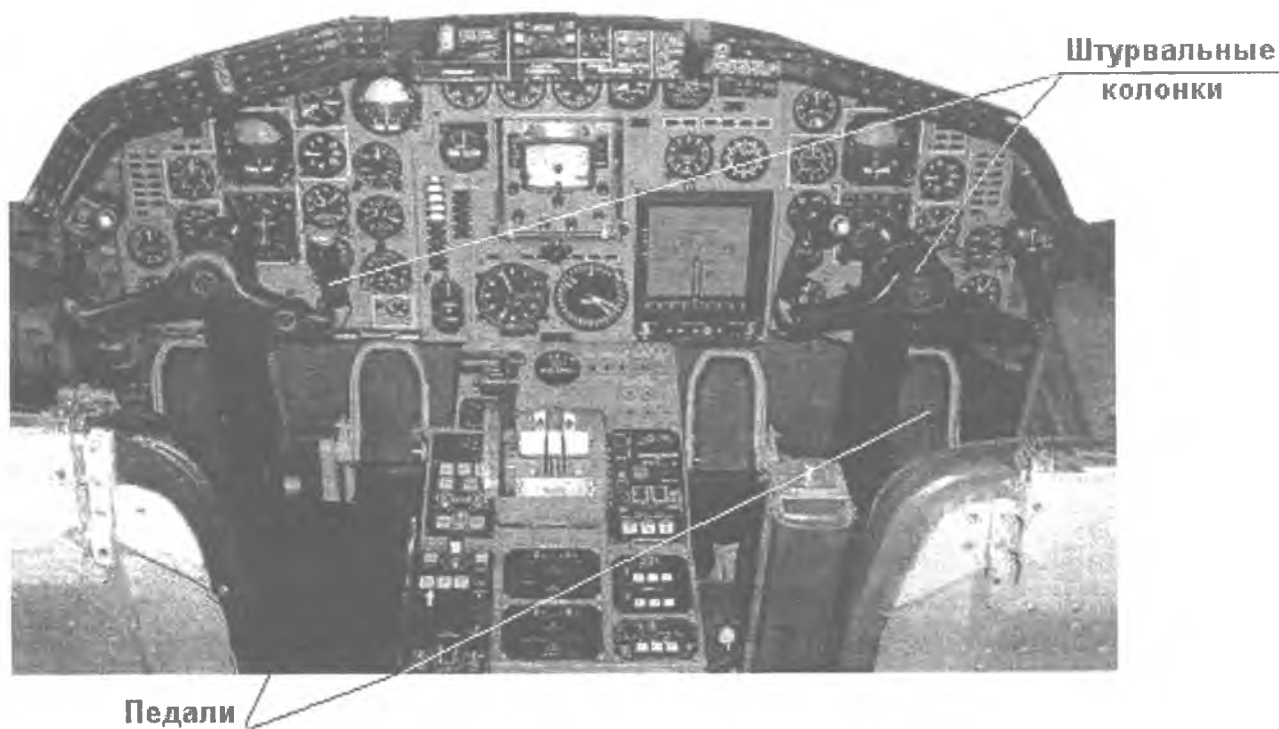


Рис.1.3. Кабина пилотов пассажирского самолета

Ручка управления. Продольным движением ручки «вперед-назад» отклоняется орган продольного управления - руль высоты или управляемый стабилизатор (рис. 1.4).

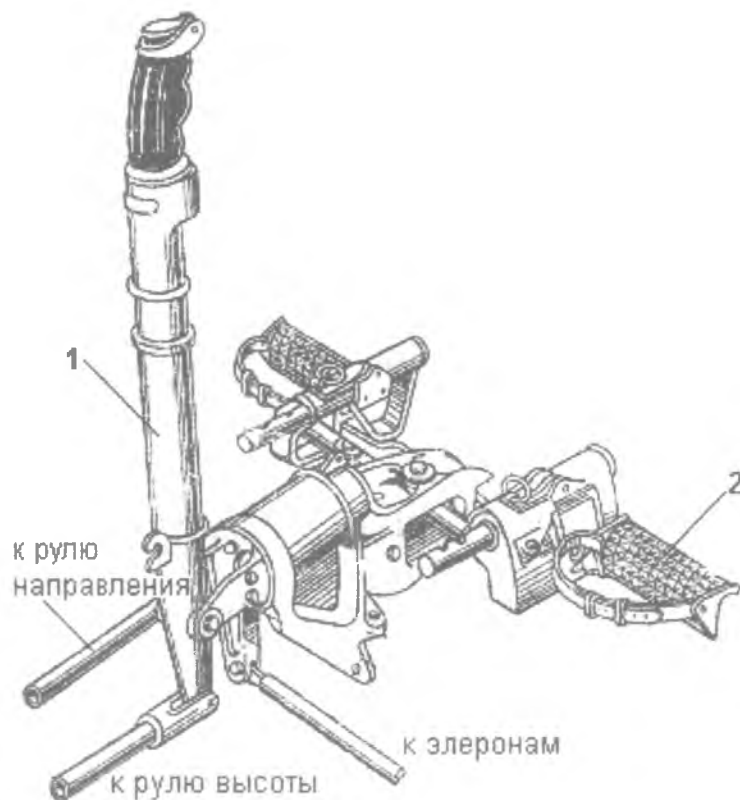


Рис. 1.4. Ручка и педали управления истребителя:
1 – ручка; 2 – педали ножного управления

При отклонении ручки вперед - «от себя» самолет поворачивается относительно поперечной оси на уменьшение угла атаки крыла, а при движении ручки «на себя» - угол атаки увеличивается. В результате изменения подъемной силы крыла происходит искривление траектории полета в ту или иную сторону.

Отклонением ручки вбок отклоняются элероны и создается крен самолета в сторону движения ручки. Независимость отклонения элеронов и органов продольного управления обеспечивается правильным расположением осей вращения ручки «а-а», «в-в» и тяг управления 1 и 2 (рис. 1.5).

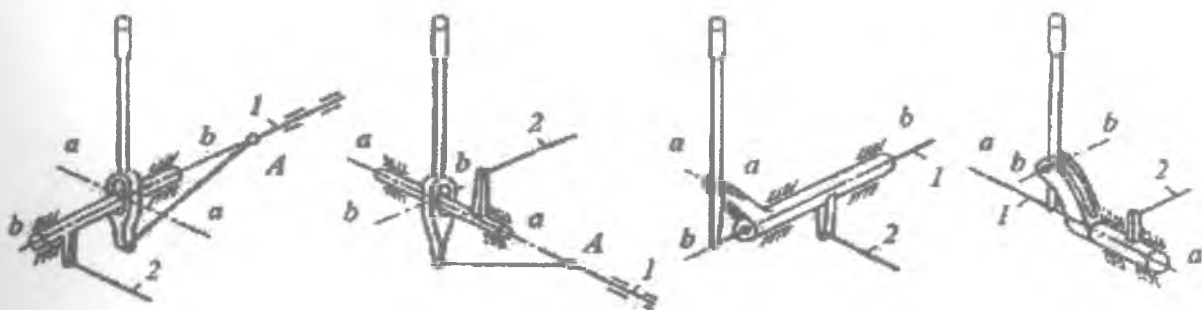


Рис. 1.5. Кинематические схемы ручек управления:
1 – тяга руля высоты; 2 – тяга элеронов

Показанные на этих схемах принципы обеспечения независимости отклонения элеронов и рулей высоты вполне очевидны и не требуют дополнительных пояснений.

Ручка управления обеспечивает простоту и высокую чувствительность управления, что очень важно для маневренных самолетов.

Штурвальная колонка. Отклонением колонки «вперед-назад» управляются органы продольного управления. Отклонение колонки и движение самолета согласуется точно так же, как и при управлении ручкой. Поворотом штурвала отклоняются элероны и создается крен самолета в сторону вращения штурвала (рис. 1.6.).

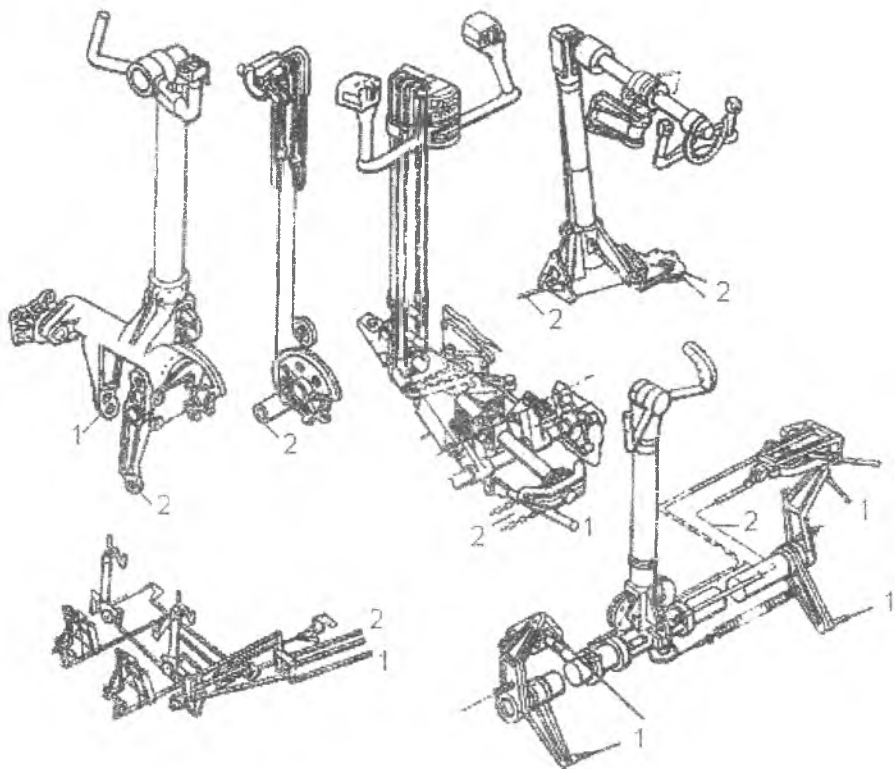


Рис. 1.6. Штурвальные колонки: 1 – к рулю высоты; 2 – к элеронам

Независимость управления элеронами и рулем высоты обеспечивается выводом проводки управления от штурвала строго по оси вращения самой колонки. Жесткая проводка от штурвала на этой оси имеет универсальный шарнир (рис. 1.7) .

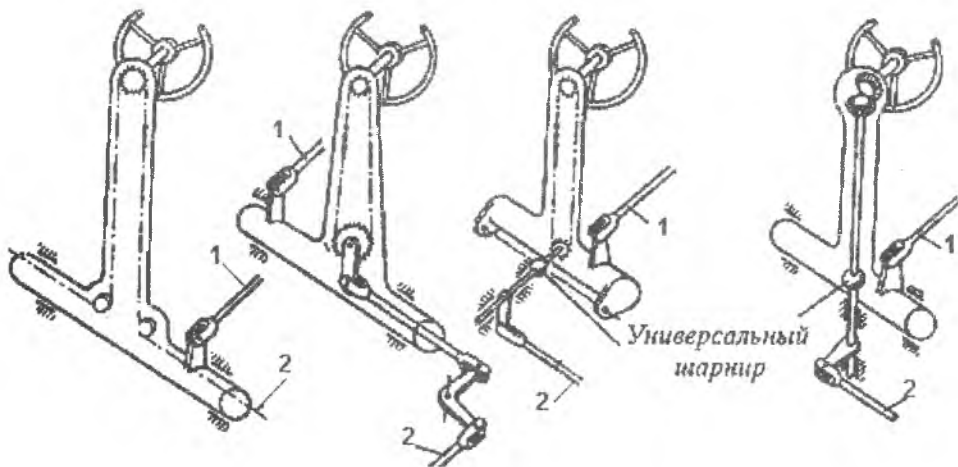


Рис. 1.7. Кинематические схемы штурвальных колонок: 1 – к рулю высоты; 2 – к элеронам

1.3.2. Командные посты ножного управления

Посты ножного управления выполняются в виде педалей, закрепленных на горизонтально или вертикально расположенных рычагах. Еще одна разновидность - скользящие педали - широкого распространения не получили.

Педали с горизонтальными рычагами закрепляются на рычажно-параллелограммном механизме с вертикальной осью вращения (рис. 1.8).

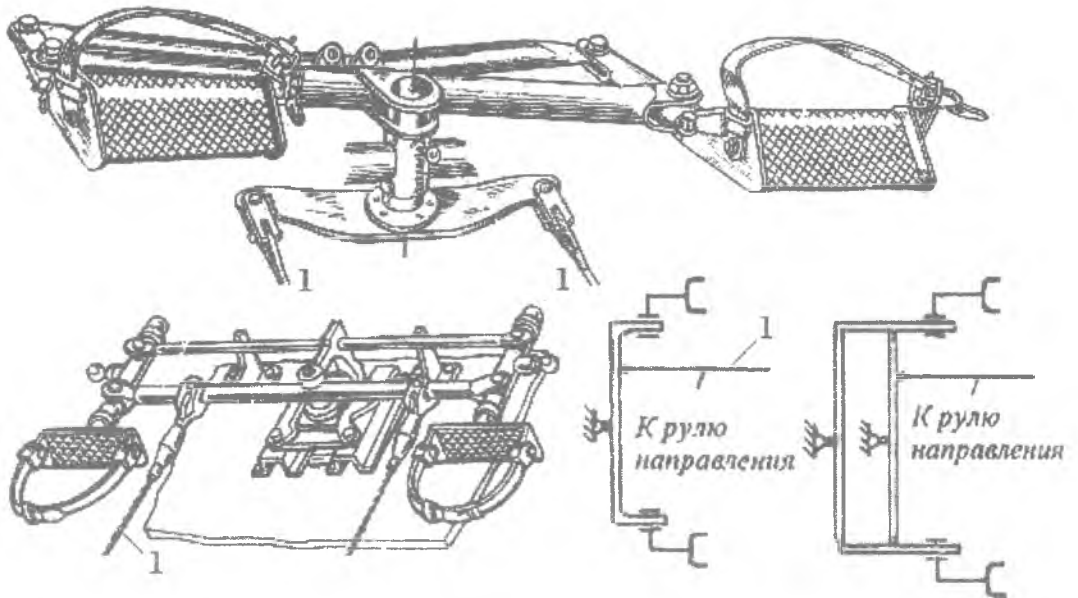


Рис. 1.8. Педали с горизонтальными рычагами

К основному горизонтальному рычагу присоединяется проводка управления 1 рулем направления. Параллелограммный механизм обеспечивает поступательное движение педали и ноги летчика без их разворачивания. Для регулировки по росту подножки педалей переставляются относительно рычажного механизма и стопорятся специальными фиксаторами.

Педали с вертикальными рычагами выполняются в виде качающихся рычагов с горизонтальной осью вращения, которая располагается сверху или внизу (рис. 1.9).

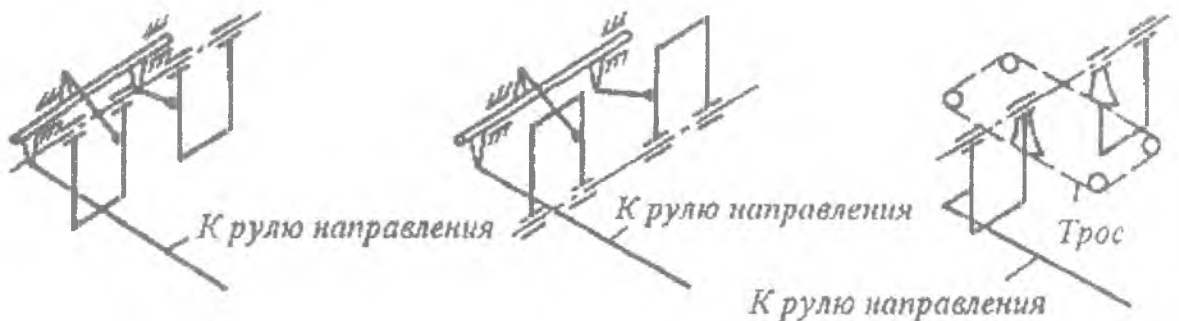


Рис. 1.9. Педали с вертикальными рычагами

Качающиеся педали с верхним расположением оси подвески (рис.1.10) закрепляются на опорах 3,12, 15 и поворачиваются относительно оси 7 в вертикальной плоскости.

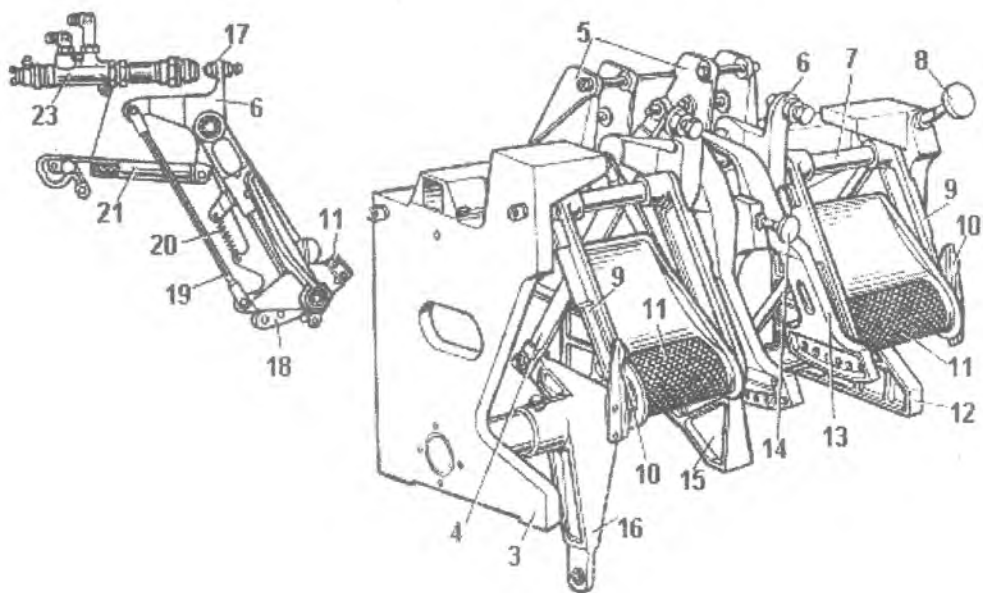


Рис. 1.10. Качающиеся педали с вертикальными рычагами

Усилие с педалей 11 тягами 4 передается на трехплечую качалку 16 и далее к рулю направления. Качалка 16 обеспечивает движение педалей в разные стороны. Каждая педаль при отжатом фиксаторе 10 может переставляться относительно сектора 13, связанного с трехплечей качалкой, что обеспечивает регулировку педалей по росту. Нажатием носком ноги на верхнюю часть педали усилие передается на тормозной редукционный клапан 23, обеспечивая торможение колес шасси. На стоянке редукционные клапаны могут фиксироваться в нажатом положении с помощью кнопки 8 и механизма 21, обеспечивая стояночное торможение.

Качающиеся педали с нижним расположением оси вращения (рис. 1.11) состоят из двух подножек 4, которые установлены на вертикальных рычагах 2, шарнирно закрепленных на кронштейне 12. Каждый рычаг связан тягами 1 с валом 14, к которому присоединяется тяга руля направления 15.

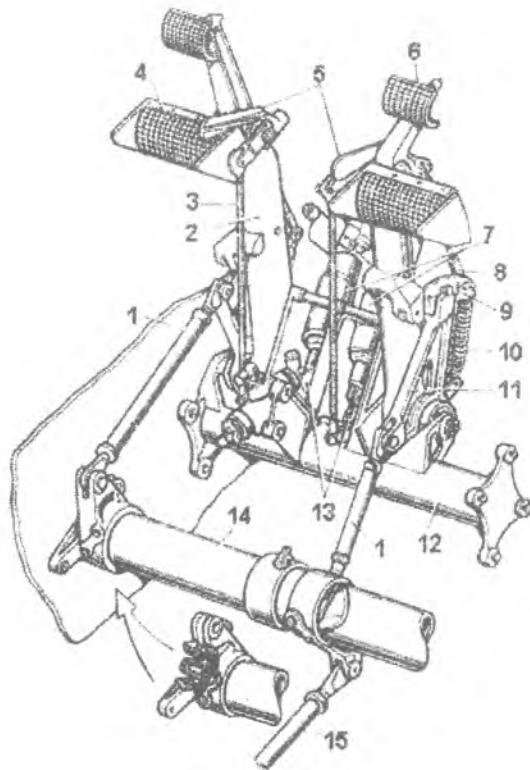


Рис. 1.11. Педали с нижним расположением оси вращения

На каждой педали смонтированы тормозные подножки 6, передающие движение к тормозным редукционным клапанам 7. Для регулировки по росту отклонением вбок рукоятки 5 поднимается вверх регулировочная гребенка 9, связанная с рычагом педали, и штифт кронштейна 11 может переставляться в один из трех пазов регулировочной гребенки. При отпуске рукоятки 5 пружина 10 опускает гребенку вниз и обеспечивает соединение рычага педали с кронштейном 11.

1.4. Проводка управления

Для передачи управляющих сигналов от летчика к органам управления используется механическая или электрическая проводка управления.

1.4.1. Механическая проводка управления

В качестве механической проводки управления может использоваться гибкая, жесткая или смешанная проводка.

1.4.1.1. Гибкая проводка управления

Выполняется в виде стальных тросов, которые на прямолинейных участках иногда заменяются металлическими лентами или проволокой. Тросы передают только растягивающую нагрузку, поэтому тросовая проводка состоит из двух ветвей, образующих замкнутую петлю, в которой создается предварительное натяжение для уменьшения упругих деформаций при передаче усилий управления. На прямолинейных участках тросы для уменьшения провисания поддерживаются пластмассовыми колодками с направляющими отверстиями (рис. 1.12, е).

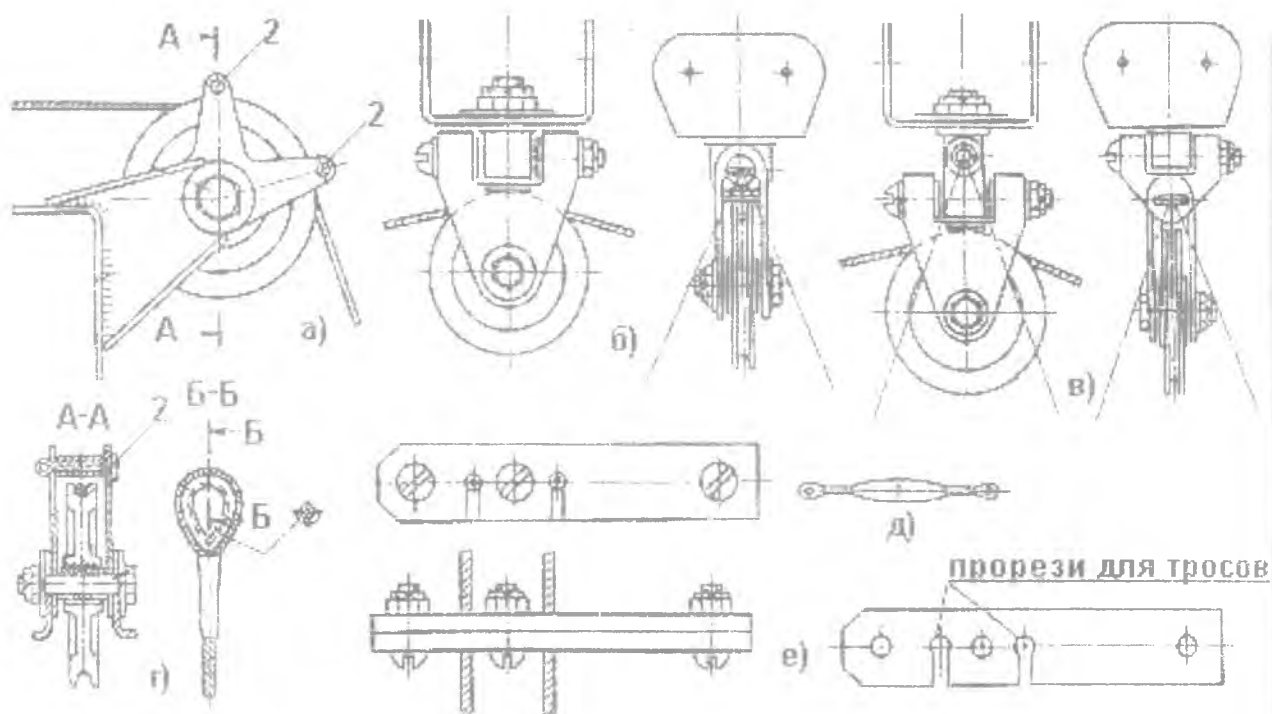


Рис. 1.12. Элементы тросовой проводки управления

В местах изменения направления троса устанавливаются специальные ролики, снабженные шарикоподшипниками. Для уменьшения трения и деформаций троса угол охвата ролика тросом должен быть как можно меньше и не превышать 90 градусов. Чтобы тросы не соскакивали с роликов, на них устанавливаются ограничители 2. Регулировка натяжения тросов обеспечивается тандерами (д) - муфтами с двумя наконечниками, имеющими правую и левую резьбу. При вращении муфты происходит изменение натяжения троса.

Тросовая проводка обладает малой массой и обеспечивает простоту прокладки ее в малых объе-

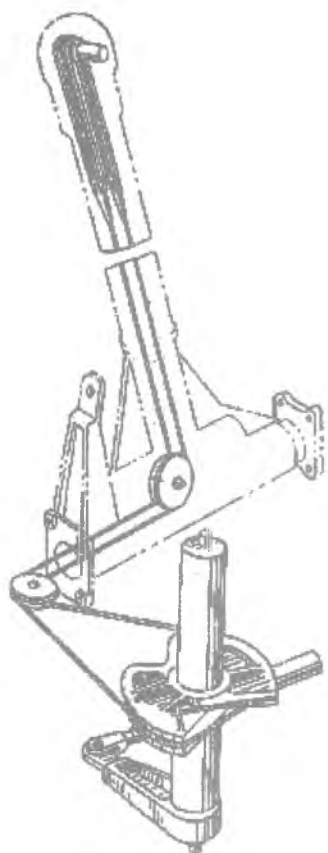


Рис. 1.13 . Тросовая проводка штурвальной колонки

мах. Но она обладает и многими существенными недостатками: большое упругое пружинение (упругие люфты) под нагрузкой, вытяжка в процессе эксплуатации, что требует частой регулировки натяжения, большое трение за счет деформации тросов при огибании роликов, зависимость силы натяжения троса от температуры и др. Из-за этих недостатков тросовая проводка в настоящее время используется редко, обычно на легких тихоходных самолетах или в комбинации с жесткой проводкой в тех местах, где использование последней затруднено. Например, в штурвальной колонке для передачи движения от штурвала к жесткой проводке за пределами штурвальной колонки (рис. 1.13).

Для компенсации изменения натяжения тросов за счет их вытяжки или температурных деформаций конструкции в тросовую проводку включаются специальные пружинные регуляторы натяжения (рис. 1.14).

Регулятор состоит из двух секторов 2 и 5, соединенных с тросами 1 и 6, пружин 3 и 4, создающих в тросах натяжение, и механизма запирания секторов 8. Запирание осуществляется торможением центральной штанги 7 из-за ее перекоса в направляющих 8 при неравномерных усилиях в тросах (передача управляющего усилия). При выравнивании усилий в тросах перекос штанги 7 устраняется и натяжение тросов обеспечивается пружинами.

Вывод тросов из гермокабин выполняется через резиновое уплотнение (рис. 1.15).

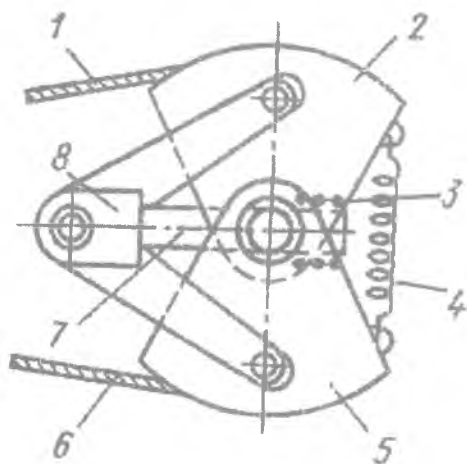


Рис. 1.14. Регулятор натяжения тросов

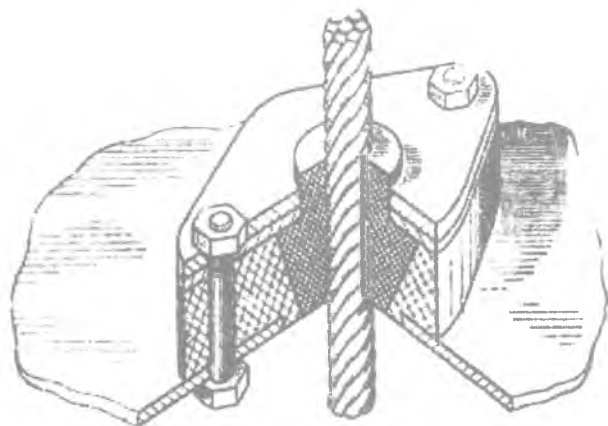


Рис. 1.15. Вывод тросов из гермокабины

1.4.1.2. Жесткая проводка управления

Выполняется из движущихся поступательно жестких тяг, изготавливаемых из тонкостенных дюралевых, стальных, титановых труб с наконечниками на концах. Наконечники нерегулируемые и регулируемые (для регулировки длины тяги) обеспечивают соединение тяг между собой и присоединение их к качалкам и рычагам проводки управления (рис. 1.16). Для уменьшения трения все шарниры жесткой проводки снабжаются шарикоподшипниками. Параллельно всем шарнирам тяги и качалки управления гибкими перемычками 1 соединяются в одну электрическую массу во избежание возникновения между ними разности потенциалов. Раньше наконечники тяг крепились к трубам с помощью переходных стальных стаканов.

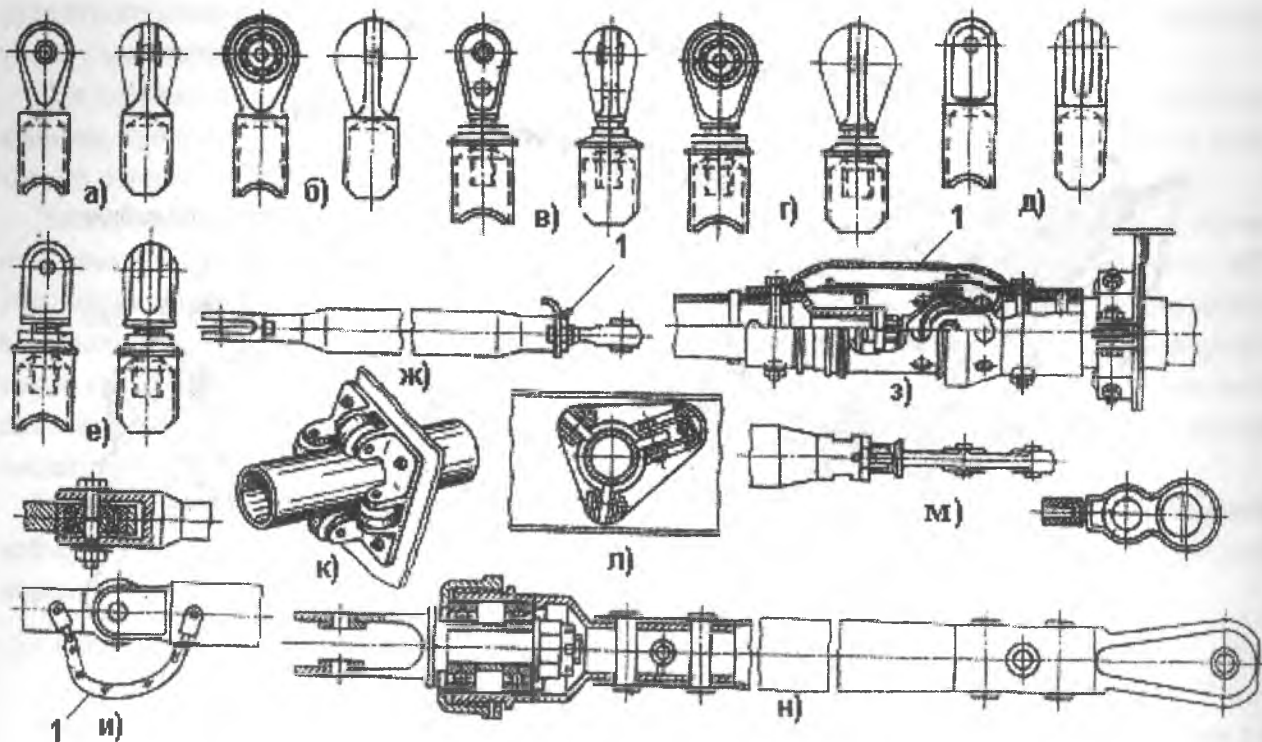


Рис. 1.16. Элементы жесткой проводки управления

В соответствии с ОСТ 1 12791-77 на трубы для тяг управления наконечники теперь ввертываются непосредственно в резьбу в обжатом конце трубы (ж, м) и установка промежуточных стаканов не требуется.

Прокладка тяг по самолету выполняется или на поддерживающих качалках, или в роликовых направляющих (к). Для компенсации разницы в деформациях фюзеляжа и жесткой проводки управления в нее включается специальная компенсационная качалка (рис. 1.17), поворот которой в ту или иную сторону компенсирует изменение длины проводки и сохраняет заданное положение руля.

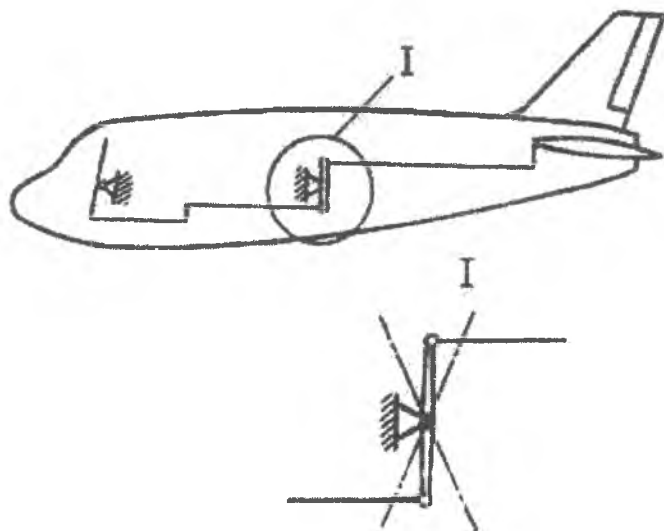


Рис. 1.17. Компенсационная качалка

На выходе проводки управления из герметичных кабин устанавливаются специальные гермовыводы, обеспечивающие передачу движения проводки без утечки воздуха из гермоотсека. Уплотнение тяг или вала в этих узлах обеспечивается резиновыми уплотнительными кольцами (рис. 1.18).

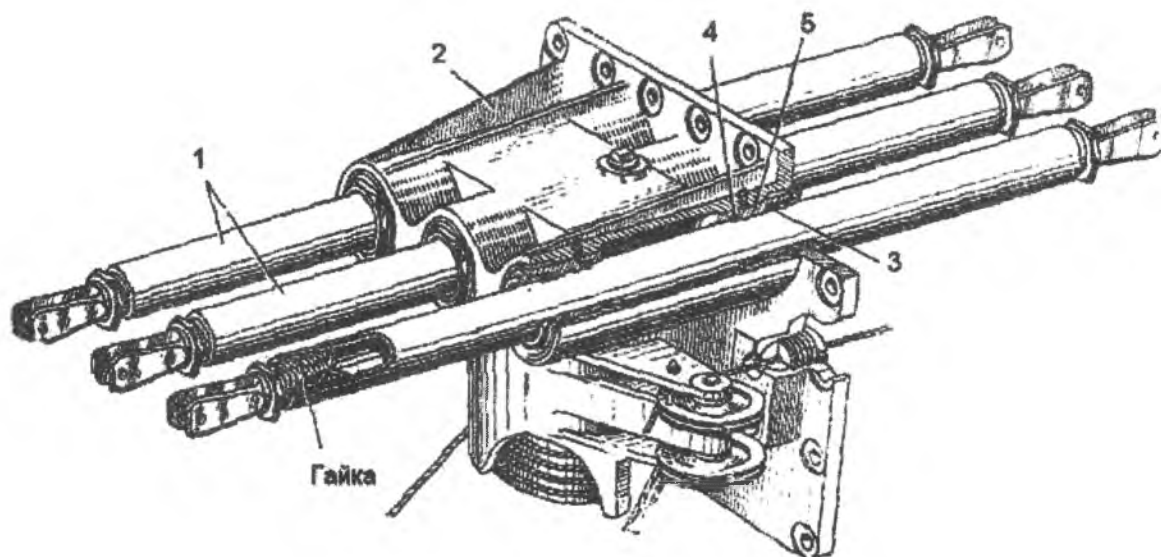
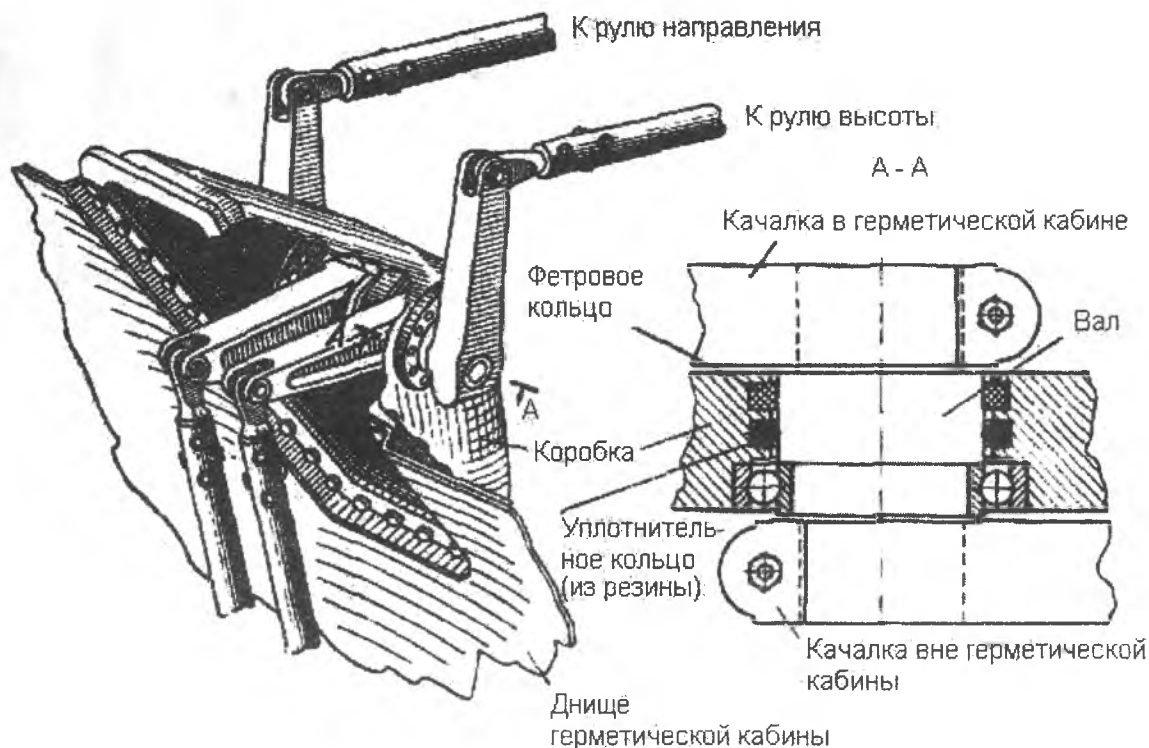


Рис. 1.18. Узлы вывода тяг управления из герметических кабин:
1 – тяги; 2 – корпус; 3 – уплотнение; 4 – резиновое кольцо; 5 – втулка

1.4.2. Электрическая проводка управления

Передача управляющих сигналов от летчика к органу управления может обеспечиваться электродистанционной системой управления (ЭДСУ).

В такой системе сохраняются обычные командные посты управления или могут использоваться командные рычаги управления уменьшенных размеров - уменьшенная штурвальная колонка, рукоятка на подлокотнике и др. Механические перемещения командных рычагов в этой системе преобразуются в аналоговый или цифровой электросигнал, который передается электропроводкой к рулевому приводу, установленному непосредственно у рулевой поверхности и связанному силовым штоком с ее кабанчиком управления. Перемещение силового привода управляется электросигналами командного рычага и за счет обратной связи создается следящая система, в которой

руль строго следит за перемещениями командного рычага точно так же, как это происходит в системах с механической проводкой управления.

Для повышения надежности ЭДСУ передача электросигналов происходит по 3-4 независимым каналам, проложенным с целью повышения надежности в разных зонах конструкции тех агрегатов, по которым проходит проводка управления.

Электродистанционная проводка управления обеспечивает снижение массы системы управления, практически не требует объемов для ее прокладки, проста и удобна в обслуживании. ЭДСУ упрощает включение в систему управления любых автоматических устройств, не требуя установки дополнительных силовых приводов. Это позволяет создавать единую автоматизированную бортовую систему - АБСУ, обеспечивающую высокое качество управления на всех режимах полета самолета. В такой системе сигналы летчика и автоматов суммируются на электрическом уровне и выдаются на единый силовой привод органа управления.

Малый опыт использования ЭДСУ пока еще заставляет дублировать ее резервной механической проводкой управления, но уже появляются самолеты без дублирования с многократно резервированной и высоконадежной системой электрического управления.

1.5. Кинематика управления

Кинематическая схема системы управления определяет основные размеры, перемещения и места крепления всех элементов механической проводки управления. Она связывает перемещения командных рычагов и угловые отклонения рулевых поверхностей (рис. 1.19).

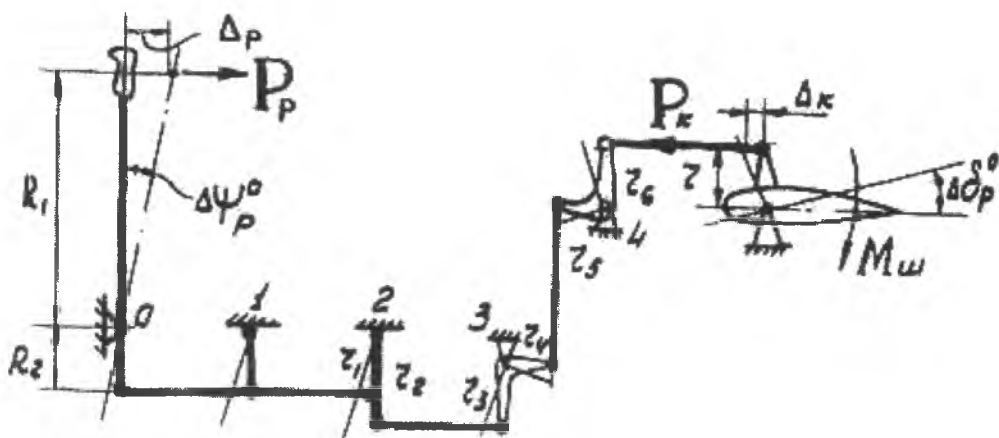


Рис. 1.19. Кинематическая схема управления

Выбор плеч рычажных качалок определяет коэффициенты передачи по перемещениям j и по усилиям i :

$$j = \frac{\Delta p}{\Delta k} = \frac{R_1}{R_2} \cdot \frac{r_1}{r_2} \cdot \frac{r_3}{r_4} \cdot \frac{r_5}{r_6} \dots;$$

$$i = \frac{P_p}{P_k} = \frac{R_2}{R_1} \cdot \frac{r_2}{r_1} \cdot \frac{r_4}{r_3} \cdot \frac{r_6}{r_5} \dots = 1/j.$$

Потребные величины этих соотношений выбираются исходя из принятых значений максимальных перемещений Δp_{max} и δp_{max} .

Первая из них определяется эргономическими соображениями, а вторая – обеспечением требуемой эффективности управления.

Таким образом

$$j^n = \frac{1}{i^n} = \frac{\Delta_{p \max}}{r \cdot \delta_{p \max}},$$

где r – радиус кабанчика рулевой поверхности.

При определении усилий на командном рычаге обычно используют коэффициент передачи шарнирного момента $M_{ш}$ на командный рычаг:

$$K_{ш} = \frac{P_p}{M_{ш}} = \frac{i}{r}.$$

С точки зрения кинематики различают системы симметричного и системы дифференциального управления рулями.

1.5.1. Симметричное управление

При симметричном управлении одинаковым отклонениям (перемещениям) командного рычага в обе стороны от нейтрального положения соответствуют одинаковые углы отклонения руля в ту и другую стороны. Такое управление всегда требуется в канале управления рулем направления, а также может использоваться и в каналах управления рулем высоты и элеронами.

Чтобы обеспечить симметричное управление, следует придерживаться одного простого правила - все углы между тягами (тросами) и рычагами качалок должны быть прямыми - 90° (рис. 1.20).

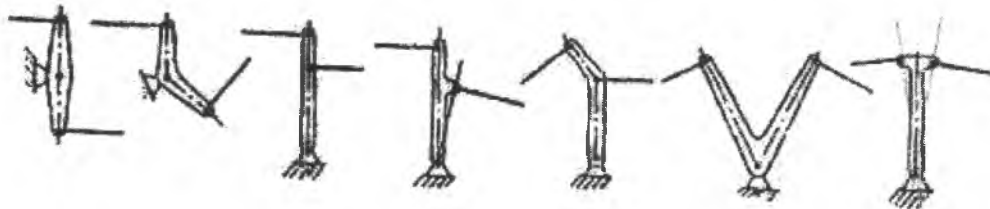


Рис. 1.20. Соединение тяг с качалками управления

Это относится и к тягам, присоединяемым к командным рычагам, а также тягам, присоединяемым к кабанчику рулевой поверхности: угол между осью тяги и линией, соединяющей ось вращения руля с осью кабанчика, должен быть прямым.

1.5.2. Дифференциальное управление

Дифференциальное управление позволяет при одинаковых (симметричных) отклонениях командного рычага в обе стороны от нейтрального положения получать разные углы отклонения руля. Такая кинематика отклонения может использоваться в системах поперечного управления, обеспечивая больший угол отклонения элерона вверх по сравнению с углом отклонения вниз. В результате уменьшается возникающий при отклонении элеронов путевой момент, снижающий эффективность поперечного управления. Дифференциальное отклонение может иметь и руль высоты, у которого угол отклонения вверх всегда значительно больше угла отклонения вниз.

Простейшим механизмом дифференциального отклонения руля может служить двухплечая качалка, у которой угол между осью рычага и осью тяги отличен от прямого (см. рис.1.20).

Степень дифференциальности отклонения руля определяется соотношением перемещений точки крепления тяги (В) в обе стороны от нейтрального положения:

$$\frac{b}{c} = \frac{\sin \alpha - \sin(\alpha - \beta)}{\sin(\alpha + \beta) - \sin \alpha}$$

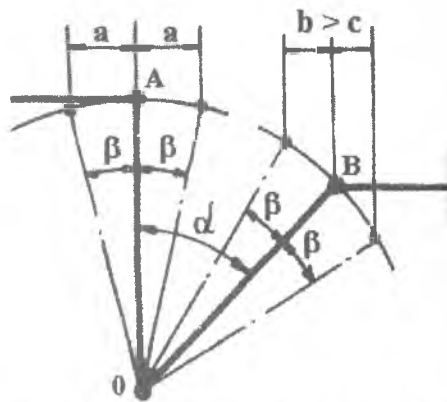


Рис. 1.21. Дифференциальная качалка

1.5.3. Управление комбинированными органами управления

Комбинированные органы управления - элероны, зависающие элероны, рули V-образного оперения и др. должны отклоняться управляющими сигналами двух независимых систем.

Независимая работа руля от двух систем обеспечивается включением в проводку управления специального смесительного механизма, который обеспечивает отклонение руля как сигналами одной, так и сигналами другой системы (рис. 1.22).

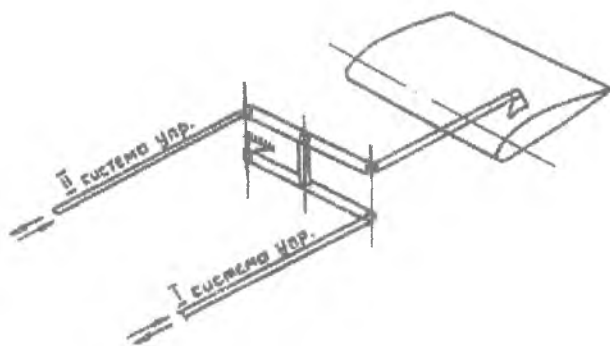


Рис. 1.22. Простейший смесительный механизм

Возможны и другие схемы управления комбинированными рулевыми поверхностями (рис.1.23).

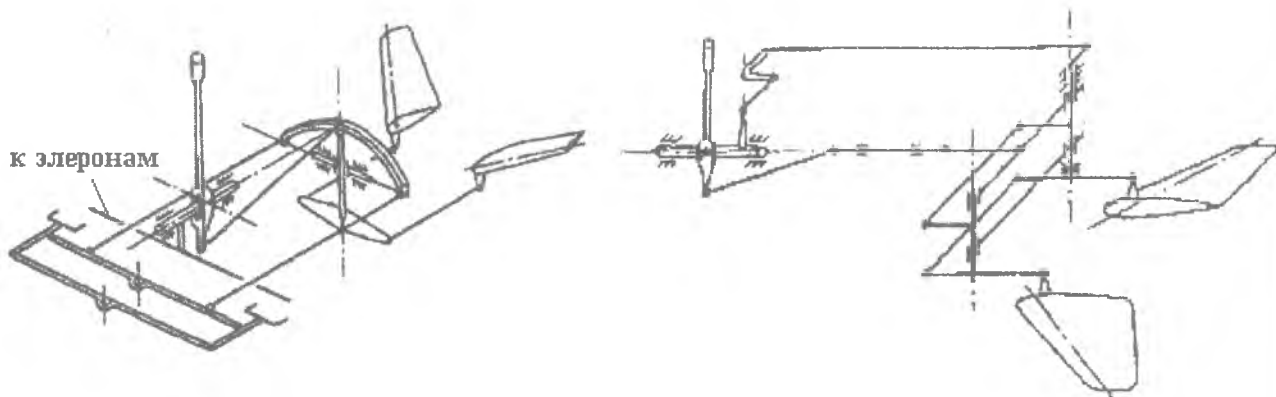


Рис. 1.23. Смесительные механизмы V-образного оперения и элеронов

1.6. Усилия управления

Усилие на командном рычаге управления может быть выражено через шарнирный момент на руле:

$$P_p = K_{ш} m_{ш} S_p b_p q,$$

где $K_{ш} = \delta_{pmax}/x_{pmax}$ - коэффициент передачи от командного рычага к рулю,
 δ_{pmax} - максимальный угол отклонения руля в радианах,
 x_{pmax} - максимальное перемещение командного рычага,
 $m_{ш}$ - коэффициент шарнирного момента руля,
 S_p - площадь руля,
 b_p - хорда руля,
 q - скоростной напор.

Коэффициент шарнирного момента при малых углах отклонения руля линейно зависит от величины этого угла. Отсюда следует, что в полете усилие на командном рычаге прямо пропорционально углу отклонения руля и величине скоростного напора. Такая зависимость усилий вполне естественна для летчика. Она позволяет летчику по усилию судить о режиме полета, интенсивности

выполняемого маневра и о перегрузке n^3 в криволинейном полете (рис. 1.24).

Возникающие в полете усилия управления можно разделить на балансирующие и маневренные.

Балансирующие усилия управления действуют в длительном установившемся режиме полета и обеспечивают уравнивание (балансировку) самолета на этом режиме. Такие усилия лишь утомляют летчика и поэтому от них желательно избавиться.

Снятие балансирующих усилий с командных рычагов обеспечивается установкой на рулях триммеров - небольших поверхностей, шарнирно подвешенных в хвостовой части руля и имеющих дополнительное, обычно электромеханическое, управление от летчика (рис. 1.25):

$$P_{тр} \cdot a = M_{ш}^B.$$

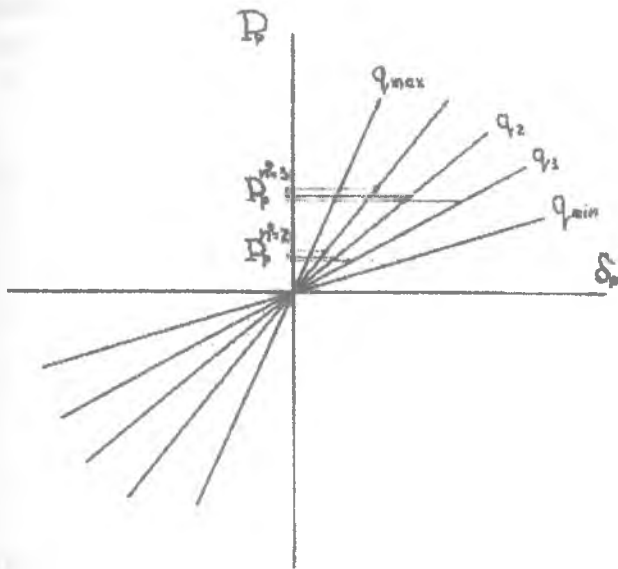


Рис. 1.24. Зависимость усилий управления от угла отклонения руля и скоростного напора

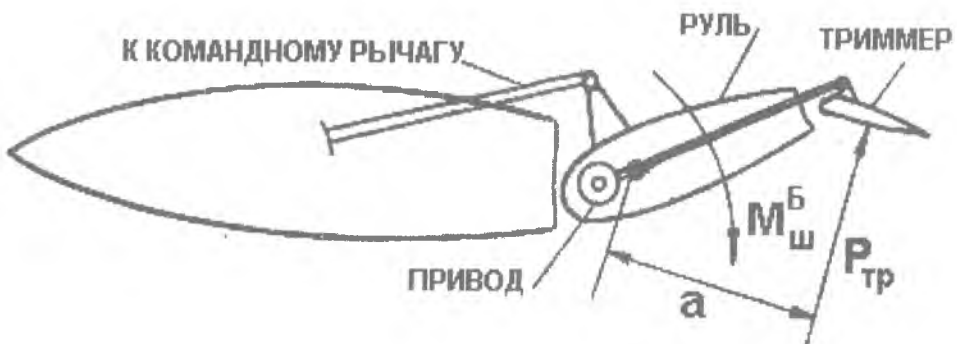


Рис. 1.25. Схема работы триммера

С помощью электрического переключателя летчик отклоняет триммер в сторону, противоположную отклонению руля, и добивается полного уравнивания шарнирного момента триммером. В результате будет достигнута балансировка самолета при нулевых усилиях на командных рычагах. В системах управления с необратимым бустером шарнирный момент руля полностью воспринимается этим бустером, а усилия на командных рычагах, в том числе и балансировочные, создаются специальными грузочными механизмами. В этом случае триммеры на рулях не ставятся, а балансировочные усилия, приходящие от грузочного механизма, снимаются специальным устройством, включенным в конструкцию грузжателя.

Маневренные усилия управления возникают при выполнении самолетом кратковременных маневров. Эти усилия необходимы летчику для естественного чувства управления, по ним он судит о поведении самолета, интенсивности выполняемого маневра и о перегрузке. Маневренные усилия должны укладываться в строго регламентированные нормы, выработанные длительной летной практикой. Для больших по размерам самолетов, для самолетов с большой скоростью полета приходится предусматривать специальные меры по снижению маневренных усилий.

1.7. Способы уменьшения маневренных усилий управления

Основными средствами снижения усилий на командных рычагах являются устройства, позволяющие уменьшать коэффициент шарнирного момента $m_{ш}$. Для этого используется энергия набегающего потока воздуха, поэтому такие средства принято называть *аэродинамической компенсацией рулей*.

К аэродинамической компенсации относятся: роговая, осевая, внутренняя компенсации, а также простой или пружинный сервокомпенсатор.

Первые три вида компенсации используют общий принцип: часть поверхности руля располагается спереди от оси вращения руля и создает относительно этой оси момент, уменьшающий шарнирный момент руля.

Сервокомпенсатор по размерам и конструкции аналогичен триммеру, но летчиком не управляется (рис. 1.26, а).

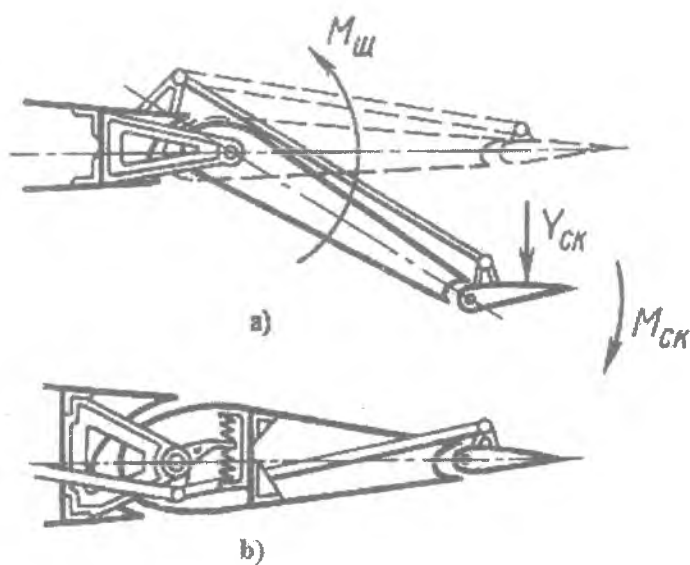


Рис. 1.26. Работа сервокомпенсатора

Он отклоняется автоматически при отклонении руля за счет кинематической связи тягой с неподвижной точкой на конструкции, к которой подвешен руль. Отклонение сервокомпенсатора в противоположную рулю сторону уменьшает шарнирный момент руля. Такой сервокомпенсатор работает по углу отклонения руля, что иногда может привести к перекомпенсации и слишком малым усилиям управления. Более совершенным является пружинный сервокомпенсатор (рис. 1.26, б).

Включение в конструкцию пружины с предварительной затяжкой обеспечивает работу такого компенсатора по усилиям управления – его угол отклонения пропорционален усилию в тяге управления.

Другим принципом снижения усилий управления является уменьшение размеров руля без снижения эффективности управления. Этот принцип используется в системах управления с серворулями, в системах управления с интерцепторами, в системах продольного управления с подвижным стабилизатором.

В системах управления с серворулями летчик командными рычагами отклоняет вспомогательную поверхность - *серворуль*, который подвешен шарнирно в хвостовой части основного руля (рис. 1.27).

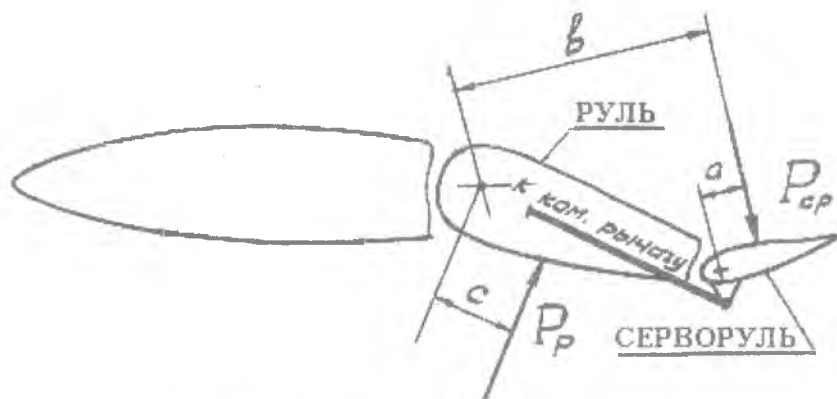


Рис. 1.27. Схема работы серворуля

Его размеры в несколько раз меньше основного руля. Он отклоняется в сторону, противоположную по отношению к отклонению основного руля, который свободно закреплен на своей оси вращения. При отклонении серворуля возникающее на нем усилие P_{cp} отклоняет руль в противоположную сторону до тех пор, пока не уравниваются моменты $P_{cp} b = P_p c$.

За счет разницы плеч “b” и “c” усилие на руле получается значительно больше усилия на серворуле, что и обеспечивает нужное движение самолета. Летчик на командном рычаге ощущает усилие от серворуля малых размеров. Основным недостатком такого управления является некоторое запаздывание в отклонении и работе основного руля.

Система управления с интерцепторами используется в комбинации их с элеронами уменьшенных размеров, что обеспечивает снижение усилий управления. Интерцепторы отклоняются дополнительным приводом и их отклонение не влияет на усилия на штурвале. Отклонение интерцептора повышает эффективность поперечного управления и компенсирует ее потери из-за уменьшения размеров элеронов.

Система управления с подвижным стабилизатором позволяет уменьшать размеры руля высоты и снижать усилия на его отклонение, а требуемая эффективность продольного управления на взлете и посадке обеспечивается перестановкой стабилизатора на меньший угол атаки. Угол отклонения стабилизатора изменяется дополнительным приводом и летчик усилий на его отклонение не затрачивает.

Все перечисленные способы снижения усилий управления обеспечивают получение приемлемых усилий лишь на умеренных дозвуковых скоростях полета и у самолетов сравнительно небольших размеров. На тяжелых и сверхзвуковых самолетах добиться нужных усилий управления можно лишь путем подвода в систему управления дополнительной энергии с помощью специальных усилителей - **бустеров**, которые частично или полностью воспринимают усилия от шарнирных моментов рулей.

2. СИСТЕМЫ БУСТЕРНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Система бустерного управления состоит из источника энергии, распределительного устройства, исполнительного механизма и обратной связи, передающей сигнал с выхода исполнительного механизма на вход распределительного устройства (рис.2.1).



Рис. 2.1. Принципиальная схема бустерного управления

Три последних элемента выполняются в виде единого агрегата, называемого бустером и включаемого в проводку управления самолетом между командным рычагом и рулем.

В качестве энергетической системы обычно используется гидросистема с постоянным рабочим давлением p_0 .

2.1. Основные элементы бустера

Бустер состоит из распределительного устройства, исполнительного механизма и обратной связи.

Распределительное устройство представляет собой трехпозиционный четырехходовый цилиндрический или плоский золотниковый механизм с положительным перекрытием "с" (рис.2.2).

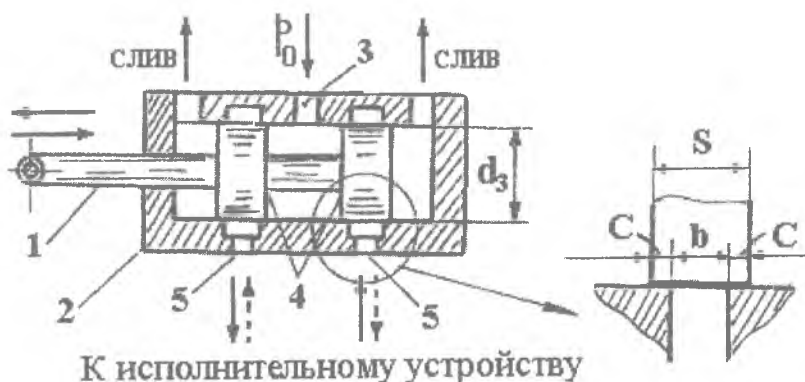


Рис. 2.2. Схема работы цилиндрического золотника

Плунжер золотника 1 через проводку управления перемещается командным рычагом летчика и открывает рабочие окна 5 в гильзе 2. Через одно окно жидкость из напорной магистрали 3 подается к исполнительному механизму, а через другое окно - жидкость идет на слив (1-я позиция).

При перемещении золотника в другую сторону движение жидкости в окнах 5 меняется на обратное (2-я позиция). Это обеспечивает движение исполнительного механизма в обе стороны.

При нейтральном положении золотника (3-я позиция) рабочие окна перекрываются рабочими поясками 4, обеспечивая фиксацию исполнительного механизма. Это достигается положительным перекрытием $s > b$.

В последнее время все более широкое применение находят золотники плоские, которые отличаются простотой изготовления и надежностью в работе по сравнению с цилиндрическими золотниками (рис. 2.3). Такой золотник состоит из опорной плиты (I), плоского золотника (II), прижимной плиты (III) и пружин (IV), прижимающих золотник к опорной плите.

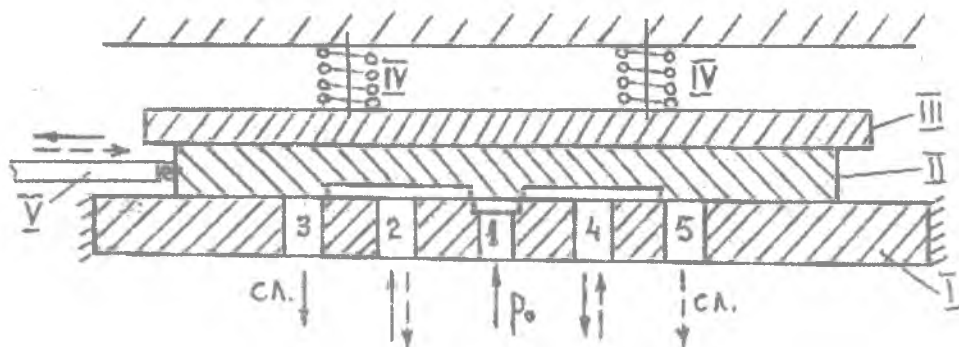


Рис. 2.3. Схема работы плоского золотника

Опорная плита неподвижна и имеет пять каналов:

- 1 – напорная магистраль,
- 2,4 – магистрали к исполнительному механизму;
- 3,5 – сливные магистрали.

Подвижный плоский золотник перемещается летчиком (влево или вправо) управляющей тягой V. Жидкость из напорной магистрали направляется при этом в одну из рабочих полостей исполнительного механизма, а вторая его полость сообщается при этом со сливом.

На рис. 2.4 показана разновидность поворотного плоского золотника, который поворачивается относительно оси 0 – 0 управляющей тягой от командного рычага.

Рабочее окно 1 обычно имеет прямоугольную форму для получения линейной зависимости расхода жидкости по перемещению золотника.

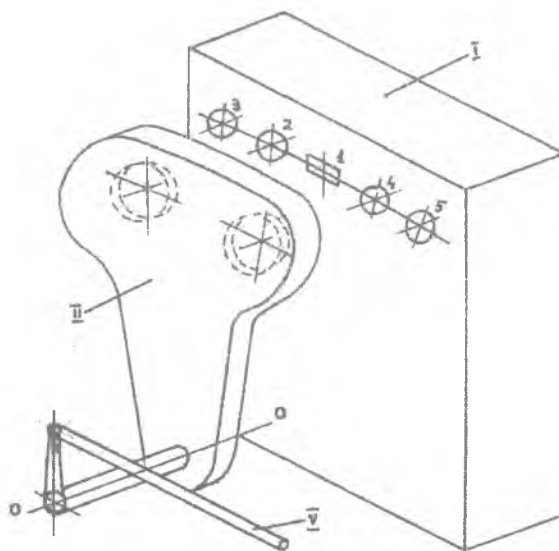


Рис. 2.4. Схема поворотного плоского золотника

Исполнительный механизм выполняется в виде силового гидроцилиндра 1, внутри которого перемещается шток 2 с поршнем 3 (рис.2.5).

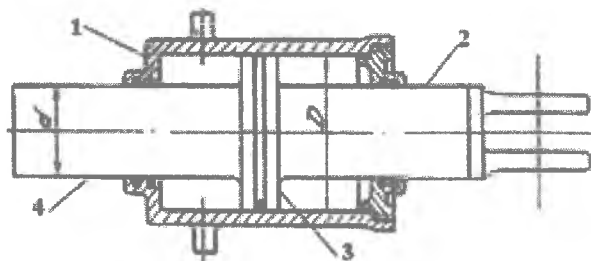


Рис. 2.5. Схема силового цилиндра

Жидкость под рабочим давлением от золотникового распределителя подается в левую или правую рабочие полости цилиндра и перемещает шток вправо или влево. Противоположная полость в это время сообщается со сливом. Рабочий шток 2 соединяется непосредственно или через проводку управления с рулем. Ложный шток 4 обеспечивает равенство рабочих площадей поршня с обеих его сторон, что дает равные усилия и скорости движения штока в обе стороны.

Иногда используются дифференциальные силовые цилиндры без ложного штока, что дает выигрыш в массе исполнительного механизма (рис.2.6). В этом цилиндре полость со стороны штока всегда соединена с напорной магистралью и давление в ней в процессе работы не меняется.

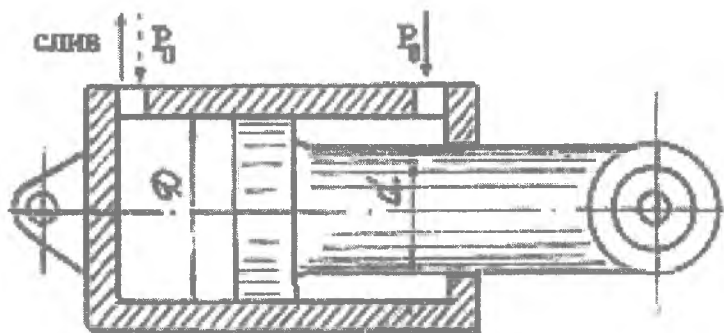


Рис. 2.6. Схема дифференциального силового цилиндра

Левая полость золотниковым распределителем сообщается либо с напорной магистралью, либо со сливом. В первом случае шток движется вправо, а во втором - влево. Равенство усилий при движении в обе стороны обеспечивается только при соотношении диаметров поршня и штока $D = \sqrt{2} d$. В этом случае избыточное давление слева и справа действует на равные рабочие площади.

Обратная связь обеспечивает получение следящей системы, при которой руль строго следит за перемещениями командного рычага летчика, выдерживая требуемый коэффициент передачи по перемещениям j_{Γ} . Для получения следящей системы обратная связь должна быть отрицательной и жесткой.

Отрицательность обратной связи означает то, что при движении штока или цилиндра исполнительного механизма должно происходить закрытие рабочих окон в золотниковом механизме. Жесткость обратной связи обеспечивает прямую пропорциональность закрытия окон по перемещению исполнительного механизма.

Самый простой способ получения обратной связи обеспечивается закреплением гильзы золотникового механизма на штоке, внутри которого проложены каналы от рабочих окон к рабочим полостям силового цилиндра (рис.2.7).

Управляющая тяга от летчика подходит к золотнику в точке 1. Ее перемещения открывают рабочие окна и вызывают перемещение штока вместе с гильзой. Шток с некоторым отставанием движется в ту же сторону, что и золотник. В конце движения, когда золотник останавливается, происходит полное закрытие рабочих окон и фиксация штока в новом положении. Перемещение штока копирует перемещение золотника, что и обеспечивает слежение руля за командным рычагом.

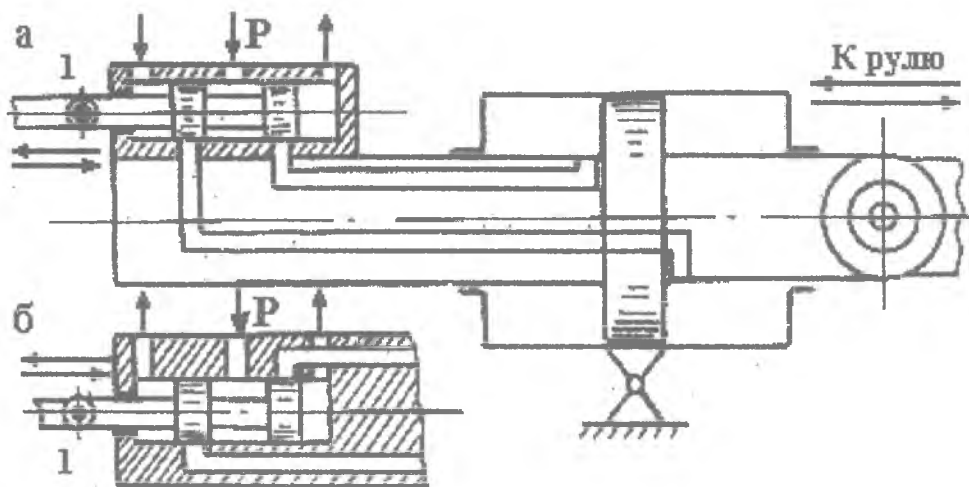


Рис. 2.7. Простейшая схема обеспечения обратной связи

Более совершенный способ создания обратной связи обеспечивается установкой на входе в бустер дифференциальной качалки обратной связи (рис.2.8).

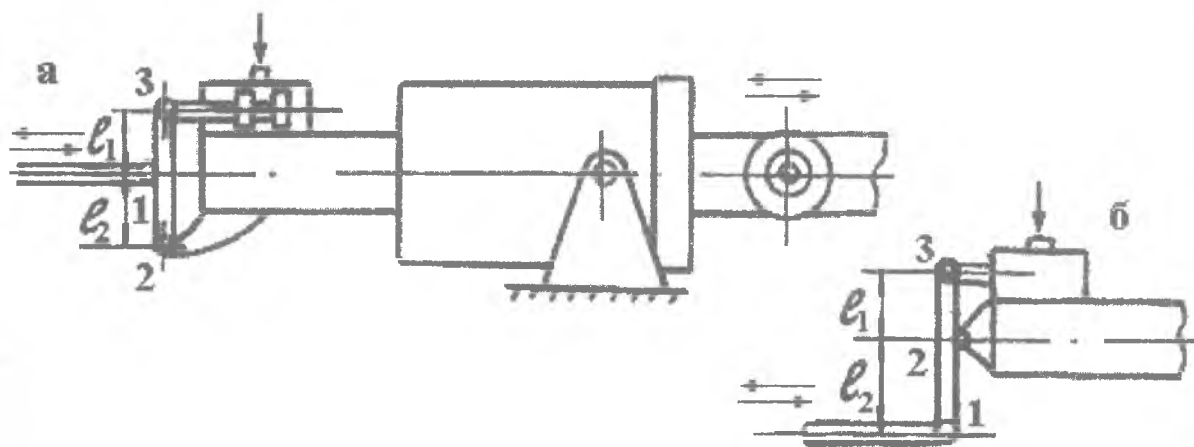


Рис. 2.8. Обратная связь через дифференциальную качалку

В этом случае (а) перемещение управляющей тяги 1 поворачивает дифференциальную качалку относительно точки 2 и двигает золотник, который перемещается на величину большую, чем перемещение тяги, что ускоряет открытие окон и ускоряет движение штока - его быстродействие. В конце движения качалка поворачивается в обратную сторону до вертикального положения и закрытие рабочих окон происходит за счет встречного движения золотника и гильзы - т.е. ускоренно. Это также повышает быстродействие бустера. Дифференциальная качалка может и замедлять работу золотникового механизма (б). Это требуется иногда для устранения автоколебаний бустера. Замедленная работа золотникового механизма возможна в том случае, когда плечо l_1 меньше l_2 .

Возможны и другие способы получения обратной связи, например, через рычажную систему, работу которой предлагается разобрать самостоятельно (рис.2.9).

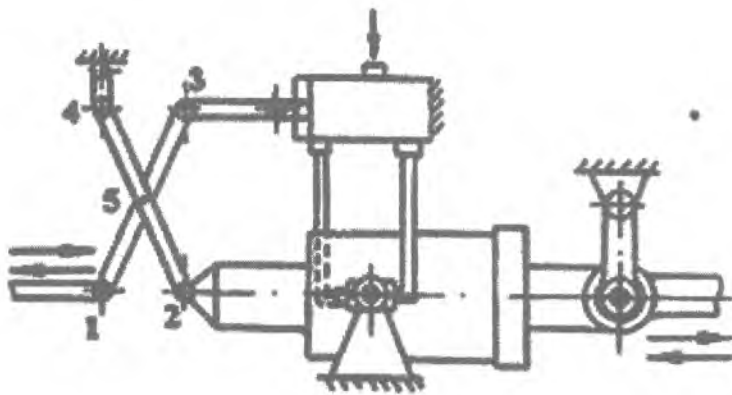


Рис. 2.9. Обратная связь через рычажную систему

2.2. Способы включения бустера в систему управления

Подводимая к бустеру от гидросистемы энергия позволяет при незначительных усилиях, затрачиваемых на преодоление сил трения в золотниковом механизме, получать любые нужные нам усилия на штоке бустера, обеспечивая отклонение руля при любых по величине и по знаку шарнирных моментах. Это свойство бустера можно использовать для формирования на командных рычагах нормируемых усилий управления при любых размерах руля и любых скоростях полета.

Возможны два способа включения бустера в проводку управления - по обратимой или необратимой схеме.

2.2.1. Обратимая схема включения бустера

В данной схеме часть усилия от шарнирного момента руля воспринимается бустером, а оставшаяся, обычно меньшая часть, передается на командный рычаг летчика, обеспечивая ему естественное чувство управления.

Обратимая схема с параллельной тягой образуется двумя качалками, соединенными тягой 4 - 5, ось которой параллельна оси штока бустера (рис.2.10).

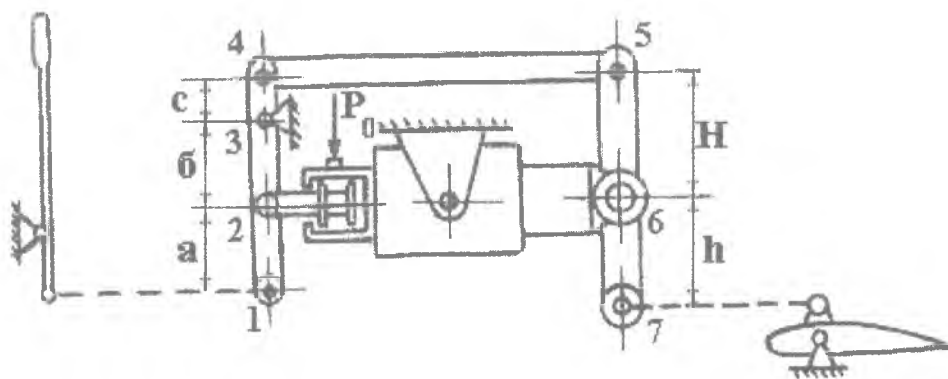


Рис. 2.10. Обратимая схема с параллельной тягой

Входная качалка 1 - 4 соединена с золотником в точке 2. В начальный момент движения летчик поворачивает эту качалку относительно точки 3 и перемещает золотник. Жидкость под рабочим давлением поступает в цилиндр, создавая усилие на штоке, который начинает двигаться в сторону перемещения золотника. В конце движения шток догоняет золотник и перекрывает рабочие окна. Перемещение штока копирует перемещение золотника. Вместе со штоком перемещается выходная качалка 5 - 7, на которую в точку 7 приходит усилие от руля. Это усилие уравнивается реакциями на штоке и в точке 5, откуда эта реакция через тягу 4 - 5 передается на входную

качалку и далее к летчику. Соотношение плеч входной и выходной качалок определяет соотношение усилий на входе и выходе бустера:

$$i_B = \frac{P_1}{P_7} = \frac{hc}{(a+b)H}$$

Соотношение перемещений:

$$j_B = \frac{\Delta_1}{\Delta_7} = \frac{(a+b)}{(h+b)}$$

Переносом тяги 4 - 5 вверх или вниз меняется отношение плеч c/H и соотношение усилий i_B , а перемещения остаются постоянными, т.к. j_B не зависит от плеч "с" и "H". Это позволяет получать любые усилия на командном рычаге при заданных перемещениях руля и командного рычага. При $c = 0$ усилие на командном рычаге обращается в нуль.

Обратимая схема с дифференциальным силовым цилиндром. В данной схеме шток закреплен неподвижно, а перемещение руля обеспечивается движением силового цилиндра (рис.2.11).

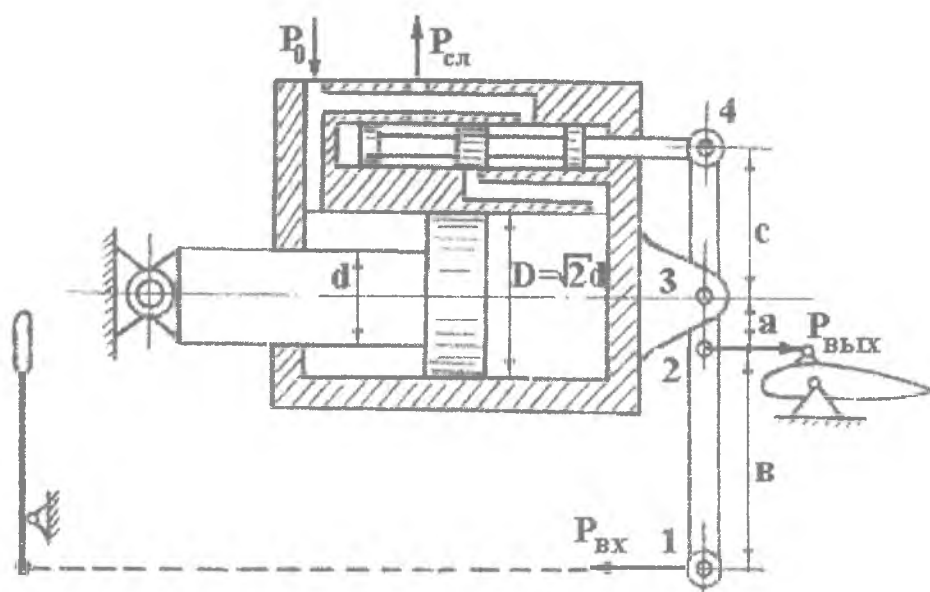


Рис. 2.11. Обратимая схема с дифференциальным силовым цилиндром

Поэтому для получения обратной связи золотниковый механизм расположен на цилиндре. Левая полость цилиндра всегда напрямую связана с напорной магистралью. Правая полость через рабочее окно золотникового механизма сообщается либо с напорной магистралью, когда золотник движется влево, либо со сливом - движение золотника вправо. Золотниковый механизм в этом случае имеет всего одно рабочее окно и один рабочий пояс, что намного упрощает его изготовление. Два других пояса необходимы лишь для уравнивания сил давления жидкости на золотнике и их ширина и расположение не требуют высокой точности. Бустер имеет всего одну качалку 1 - 4, которая является и входной, и выходной одновременно.

В начале движения летчик командным рычагом перемещает точку 1 и поворачивает качалку относительно точки 3, что вызывает перемещение золотника. Правая полость силового цилиндра сообщается либо с напорной магистралью, либо со сливом. Цилиндр начинает двигаться в сторону перемещения точки 1. В конце движения точка 1 останавливается, качалка 1 - 4 становится в вертикальное положение и рабочее окно перекрывается. Таким образом, в процессе работы качалка движется поступательно с небольшим запаздыванием в начале движения. Коэффициент передачи по перемещениям у данного бустера всегда равен

$$j_b = \frac{\Delta_1}{\Delta_2} = 1,$$

а соотношение усилий на входе и выходе бустера зависит от соотношения плеч качалки:

$$i_b = \frac{a}{(a+b)}.$$

Меняя плечо “а”, можно создавать любые усилия на командном рычаге, не влияя на перемещение руля и командного рычага. При указанном выше соотношении диаметров поршня и штока усилия на силовом цилиндре при движении в обе стороны будут одинаковы.

Данный бустер обладает целым рядом преимуществ:

- отсутствие ложного штока,
- всего одна качалка входа и выхода,
- более простой золотниковый механизм,
- большая жесткость бустера в работе за счет того, что жидкость в нем всегда находится под высоким рабочим давлением.

Обратимая схема с неподвижной золотниковой коробкой позволяет избавиться от гибких шлангов для подвода жидкости к бустеру, которые были необходимы в предыдущих схемах с движущимися распределительными механизмами. Если корпус и гильза золотника закрепляются не подвижно, то жидкость к такому механизму можно подавать по жестким металлическим трубопроводам, обладающим большей надежностью и живучестью, чем гибкие шланги. На участке магистральной от золотникового механизма до силового цилиндра также можно использовать металлические трубопроводы, если жидкость в цилиндр подавать через цапфы его крепления. В таком бустере сигнал обратной связи от штока через входную качалку передается не на гильзу, а непосредственно на золотник, перемещая его на закрытие рабочих окон.

Летчик командным рычагом поворачивает качалку 1 - 4 относительно точки 3 и, перемещая золотник, открывает рабочие окна. Шток начинает двигаться в сторону перемещения управляющей тяги - точки 1. В конце движения точка 1 останавливается и шток, поворачивая входную качалку относительно этой точки, возвращает золотник в нейтральное положение. Усилие от шарнирного момента руля через выходную качалку 5 - 7 и поводок 2 - 6 передается на качалку входную и делится между штоком бустера и летчиком обратно пропорционально плечам “b” и “c”. Смещая поводок 2 - 6 вверх или вниз, можно создавать любые нужные нам усилия на командном рычаге. Качалки 1 - 4 и 5 - 7, если рассматривать начало и конец движения, всегда остаются параллельными друг другу, поэтому перемещения на входе и выходе бустера будут пропорциональны длинам этих качалок. Качалка 8-9 является поддерживающей.

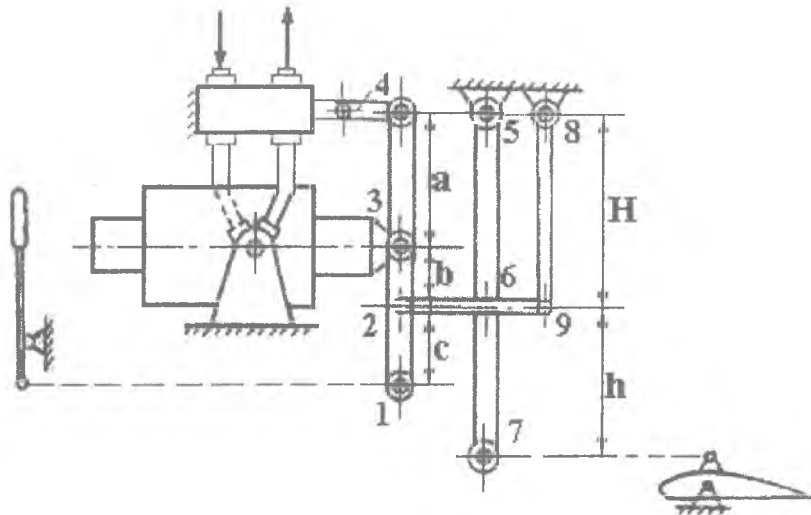


Рис. 2.12. Обратимая схема с неподвижной золотниковой коробкой

Коэффициент передачи по усилиям

$$i_B = \frac{b}{H} \cdot \frac{h + H}{b + c};$$

по перемещениям

$$j_B = \frac{a + b + c}{h + H}$$

Смещая тягу 2 – 6 параллельно самой себе вверх или вниз, можно получать любые усилия на командном рычаге, не изменяя передачу по перемещениям, так как при таком переносе будет меняться лишь соотношение плеч b/H , а суммы плеч качалок не изменяются.

2.2.2. Необратимая схема включения бустера

В данной схеме включения бустера все усилие от шарнирного момента руля воспринимается бустером и до летчика не доходит (рис.2.13).

Для всех показанных на схеме вариантов включения бустера коэффициент передачи по усилиям равен нулю, а коэффициенты передачи по перемещениям отличны от нуля.

Необратимая схема обеспечивает управление самолетом на любых скоростях полета и при любых размерах рулевых поверхностей. Она позволяет отказаться от аэродинамической компенсации рулевых поверхностей, что улучшает их аэродинамику. Жесткое защемление руля бустером способствует устранению рулевого флаттера, позволяя иногда отказаться от противофлаттерных грузов. Необратимая схема упрощает включение в систему управления разного рода автоматических устройств, особенно при использовании электродистанционного управления.

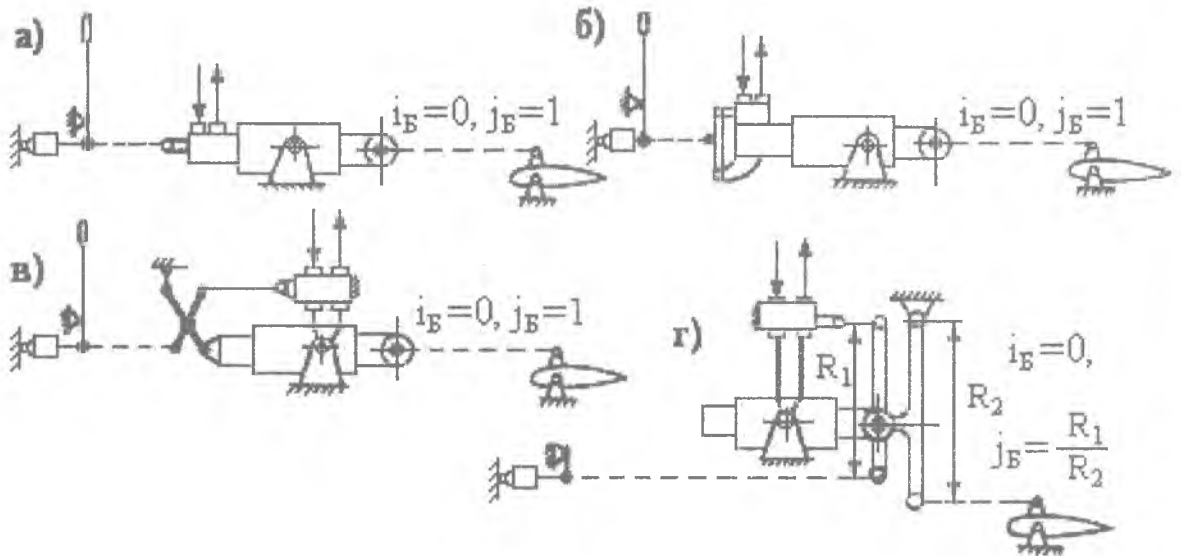


Рис. 2.13. Необратимые схемы включения бустера

Для сохранения чувства управления при необратимом бустере к командным рычагам летчика подключаются специальные загрузочные механизмы, создающие искусственным путем усилия на этих рычагах.

2.3. Загрузочные механизмы

На современных самолетах наибольшее распространение получили простые пружинные загрузочные механизмы (ЗМ) с линейной характеристикой (рис.2.14).

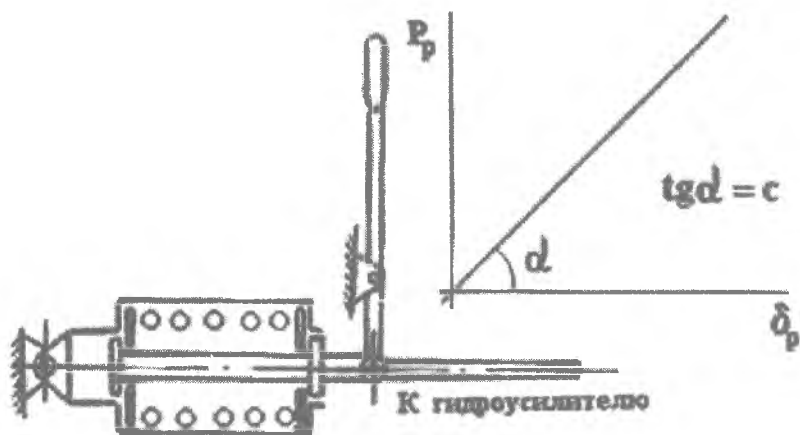


Рис. 2.14. Схема включения загрузочного механизма

Основным элементом такого механизма является пружина, помещенная в корпусе и связанная штоком с проводкой управления. Обычно ЗМ стараются поместить как можно ближе к командному рычагу и сократить путь передачи усилий от этого механизма до летчика. Жесткость пружины (c) подбирается так, чтобы усилия при максимальных отклонениях руля не превышали допустимых. Зависимость усилий от углов отклонения руля в таком механизме линейна и совершенно не зависит от скоростного напора.

При балансировочных отклонениях руля в длительном полете на командных рычагах летчик будет ощущать усилия, пришедшие от ЗМ. Триммером снять их нельзя, т.к. шарнирный момент руля летчиком не воспринимается. Поэтому при необратимой схеме триммеры на рулях не ставятся.

Для снятия балансировочных усилий устанавливается электромеханизм, перемещающий точку крепления ЗМ. Перемещая эту точку, летчик расслабляет пружину и полностью снимает усилие на командном рычаге при заданном положении руля (рис.2.15).

Такой механизм снятия балансировочных усилий получил название *механизм триммерного эффекта (МТЭ)*.

Основным недостатком пружинных механизмов с линейной характеристикой является изменение расходов усилий по перегрузке с изменением скоростного напора. В результате летчику управление на малых скоростях полета кажется слишком тяжелым, а на больших скоростях - слишком легким, что опасно выводом самолета на закритические режимы. Исправить этот недостаток можно увеличением усилий при малых отклонениях руля и командного рычага, используемых на больших скоростях полета, и снижением усилий при больших отклонениях руля, которые обычно используются на малых скоростях. С этой целью используются ЗМ с нелинейной характеристикой, у которых желаемый эффект обеспечивается применением пружины с предварительной затяжкой или двух пружин разной жесткости и с разной предварительной затяжкой.

Принцип устройства и характеристика подобного механизма показаны на схеме (рис.2.16).

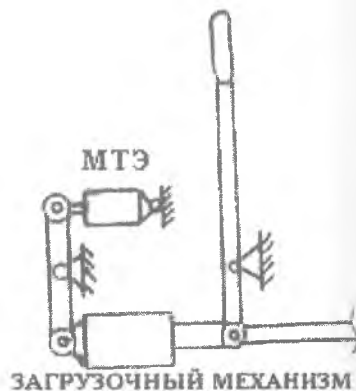


Рис. 2.15. Установка механизма триммерного эффекта

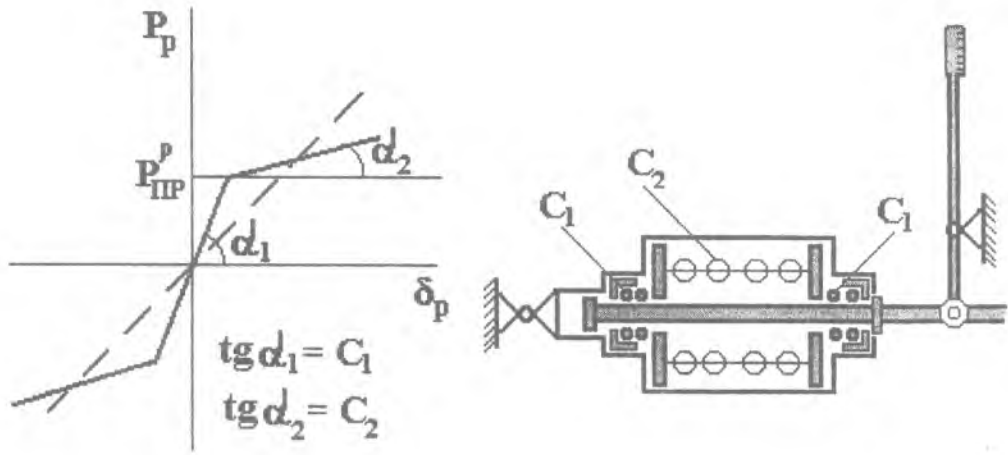


Рис. 2.16. Загрузочный механизм с нелинейной характеристикой

Более совершенными являются загрузочные механизмы, учитывающие скоростной напор. Но из-за сложности и меньшей надежности такие механизмы широкого распространения не получили.

3. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА ТУ-154

3.1. Общие сведения о самолете

Пассажирский среднемагистральный самолет Ту-154 предназначен для эксплуатации на авиалиниях протяженностью до 5000 км. Он снабжен тремя двухконтурными турбореактивными двигателями, расположенными в хвостовой части фюзеляжа. Схема самолета – свободнонесущий моноплан цельнометаллической конструкции с низкорасположенным стреловидным крылом, однокилевым Т-образным оперением и трехопорным шасси с передней опорой (рис. 3.1).



Рис. 3.1. Общий вид самолета

Модификация Ту-154Б с двигателями НК-8-2У создана с учетом опыта эксплуатации самолетов Ту-154, Ту-154А и характеризуется лучшими эксплуатационными, летно-техническими и технико-экономическими характеристиками. Этому способствовали увеличение допустимой взлетной массы до 98000 кг и максимальной приборной скорости до 600 км/ч на высотах 0 - 7000 м.

Самолет имеет дальность полета до 3300 км с коммерческой нагрузкой 16 т при скорости 900 – 950 км/ч. При нагрузке 18 т дальность полета равна 2850 км, а с уменьшенной до 5,75 т нагрузкой и с максимальным запасом топлива 39,75 т дальность достигает 5000 км.

Эксплуатация самолета в сложных метеоусловиях обеспечивается установкой автоматической бортовой системы управления (АБСУ), которая, помимо поддержания заданных характеристик устойчивости и управляемости на всех режимах полета от взлета до посадки, автоматизации управления самолетом на всех этапах полета по сигналам систем навигационно-пилотажного комплекса, осуществляет автоматическое и директорное управление при заходе на посадку до высоты 30 м и автоматический уход самолета на второй круг. Взлет и посадка самолета допускаются при температуре от -50°C до максимальной $+37^{\circ}\text{C}$.

Характеристики самолета удовлетворяют требованиям Норм летной годности гражданских самолетов и наиболее жестким требованиям ИКАО и FAR.

При отказе одного двигателя в любой момент на разбеге обеспечивается возможность безопасного прекращения или продолжения взлета. При отказе одного двигателя через один час после взлета и продолжении полета по маршруту на скоростях, соответствующих минимальным километровым расходам топлива на двух двигателях, дальность полета не изменяется при несколько меньшем аэронавигационном запасе топлива.

Безопасность полета достигается высокой прочностью и живучестью конструкции, многократным резервированием основных систем самолета, надежностью двигателей, сохранением нормального кондиционирования воздуха в кабинах при полете с одним отказавшим двигателем, использованием реверса тяги боковых двигателей при прекращении взлета и др.

Новейший пилотажно-навигационный комплекс, использование бортовых ЭВМ и метеолокатора, применение автоматики значительно облегчают работу экипажа, состоящего из двух пилотов и бортинженера, и позволяют совершать полеты днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях.

Высокая тяговооруженность самолета, обусловленная взлетом при отказе одного двигателя, обеспечивает хорошие характеристики при взлете и наборе высоты в нормальных условиях.

Компоновка пассажирских салонов позволяет в условиях эксплуатации в короткий срок изменять число пассажирских мест от 180 до 164 в туристском варианте и до 154 мест – в смешанном варианте с отдельным салоном первого класса на 8 мест. Диаметр фюзеляжа 3,8 м позволяет размещать в одном ряду шесть кресел с одним проходом. Переднее и среднее багажные помещения расположены под полом пассажирской кабины в герметичной части фюзеляжа. В хвостовой его части над центральным двигателем расположена вспомогательная силовая установка (ВСУ) – небольшой газотурбинный двигатель. ВСУ приводит в действие генератор переменного тока и генератор-стартер постоянного тока. От компрессора ВСУ отбирается сжатый воздух для запуска основных двигателей или для системы кондиционирования воздуха в кабине. Кроме того, ВСУ обеспечивает работу гидросистемы самолета при отказе основных двигателей.

Модификация Ту-154М с двигателями Д-30КУ-154 рассчитана на перевозку пассажиров, багажа и грузов массой до 18000 кг с крейсерской скоростью 820 – 930 км/ч на авиалиниях малой и средней протяженности. Двигатели с тягой по 10300 даН имеют расход топлива на крейсерском режиме порядка 0,7 кг/даН тяги в час.

Максимальная взлетная масса самолета увеличена до 100000 кг.

Рабочий диапазон температур у земли расширен от -50°C до $+45^{\circ}\text{C}$.

В пассажирских салонах поддерживается нормальная температура и давление с перепадом относительно атмосферного до 5,9 кПа.

Ресурс самолета до списания установлен в 30000 летных часов или 15000 посадок.

3.2. Система управления самолетом

На самолете Ту-154 установлен электрогидромеханический комплекс систем управления, включающий в себя:

- системы продольного, поперечного и путевого управления,
- автоматическую бортовую систему управления АБСУ-154-2,
- систему управления гасителями подъемной силы (воздушными тормозами),

- систему управления закрылками,
- систему управления предкрылками.

Продольное управление осуществляется рулем высоты и подвижным стабилизатором, поперечное управление – элеронами и интерцепторами, путевое управление - рулем направления.

Управление всеми рулевыми поверхностями осуществляется с помощью постоянно включенных необратимых бустеров. Входные звенья бустеров кинематически связаны одинарной жесткой проводкой с колонками, штурвалом и педалями, установленными на пультах управления первого и второго пилотов (рис.3.2).

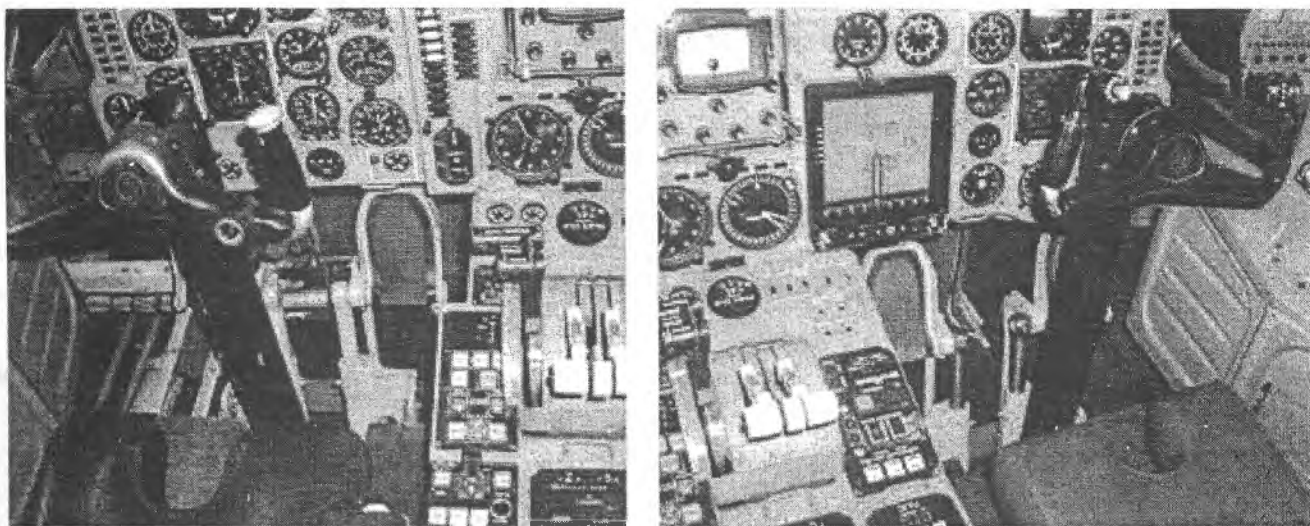


Рис. 3.2. Пульты ручного и ножного управления Ту-154

В проводку управления между пилотами и бустерами через дифференциальные качалки включены электрогидравлические сервоприводы СП-1Б системы АБСУ.

Предусмотрены следующие режимы управления самолетом:

а) режим ручного (ножного) управления, при котором перемещение командных рычагов осуществляется непосредственно пилотами. При этом комплекс автоматов системы АБСУ обеспечивает улучшение характеристик устойчивости и управляемости самолета относительно трех его осей;

б) режим полуавтоматического управления, при котором пилот управляет самолетом по положению командных стрелок пилотажно-командного прибора при одновременной работе комплекса автоматов АБСУ;

в) режим автоматического управления, при котором самолетом управляет система АБСУ совместно с пилотажно-навигационным комплексом.

Загрузка командных рычагов управления создается искусственно пружинными загрузителями. Для снятия балансирующих усилий предусмотрены механизмы триммерного эффекта в каждом канале управления.

Бустеры рулевых поверхностей трехкамерные, поступательного действия с плоскими золотниковыми распределителями. Каждая камера привода питается от одной из трех независимых гидросистем. Золотники перемещаются через упругие торсионы, обеспечивающие работоспособность бустера при заклинивании одного или двух золотников.

Управление каждым интерцептором осуществляется с помощью трех однокамерных рулевых приводов, питаемых от трех независимых гидросистем.

На самолете применено совмещенное управление механизацией крыла и стабилизатором от рукоятки механизма МКВ-43 закрылков, а также отдельное их управление.

Комплекс систем управления обеспечивает:

- а) простое и легкое пилотирование самолета в режиме ручного управления на всех режимах полета за счет работы автоматов, обеспечивающих высокое качество и стабильность характеристик устойчивости и управляемости и ограничивающих предельные режимы полета самолета;
- б) автоматическое управление самолетом по сигналам системы АБСУ, исключая автоматический взлет до высоты 400 м и посадку с высоты 30 м до приземления;
- в) высокую надежность систем управления за счет резервирования входящих в нее элементов, что сохраняет все характеристики управления при возникновении в системе практически любого отказа и обеспечивает с некоторыми ограничениями режимов полета при возникновении в системе любых двух отказов;

Характерными особенностями системы управления являются:

- а) резервирование управления с постоянной работой всех резервированных каналов, внутренней детекцией отказов и контролем работы каналов на последнем звене по принципу “голосования большинством”;
- б) использование в системах продольного и поперечного управления пружинных тяг, каждая из которых обеспечивает отклонение одной половины управляемой поверхности в случае заклинивания другой поверхности;
- в) установка необратимых рулевых приводов непосредственно у рулей, чем обеспечиваются их противофлаттерные характеристики;
- г) отсутствие весовой балансировки рулей;
- д) использование интерцепторов в поперечном управлении на всех режимах полета;
- е) применение гасителей подъемной силы для торможения при нормальном и экстренном снижении и на пробеге.

3.3. Размещение элементов системы управления самолетом в кабине экипажа

Элементы управления и приборы индикации, расположенные в кабине экипажа, обеспечивают обоим пилотам возможность пилотирования самолета на всех режимах полета (рис.3.3).

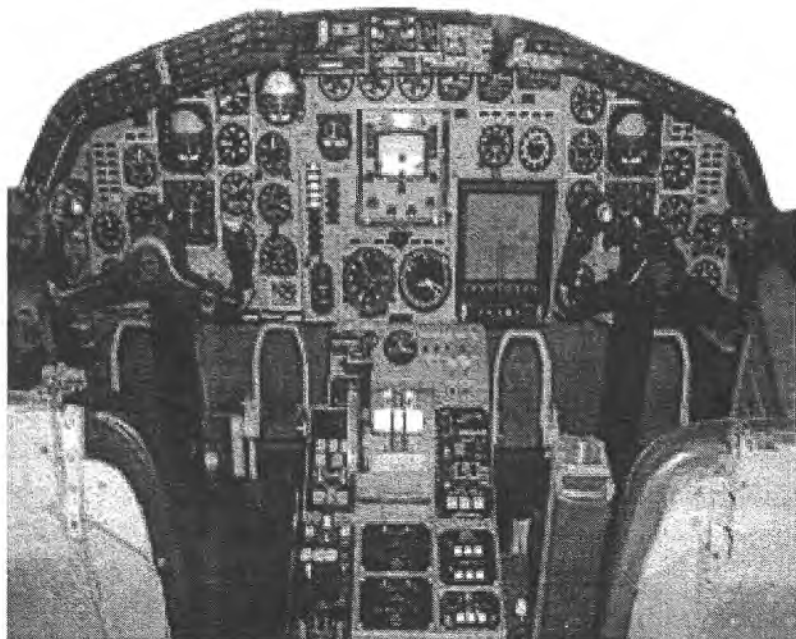


Рис. 3.3. Кабина экипажа

Управление элеронами и интерцепторами осуществляется штурвалами первого и второго пилотов. Поворот штурвала на 125^0 обеспечивает отклонение элеронов на 20^0 вверх и вниз.

Триммирование пружинного загрузателя в канале крена осуществляется переключателем, установленным на козырьке средней приборной доски пилотов. При установке загрузателя в нейтральное положение на средней приборной доске загорается табло “НЕЙТРАЛ. КРЕН”.

Управление рулем высоты осуществляется колонками. При отклонении колонки “на себя” на угол $13^050'$ руль высоты отклоняется вверх на угол 29^0 , при отклонении - “от себя” на угол $7^040'$ руль высоты отклоняется вниз на 16^0 .

Триммирование загрузателей канала тангажа может быть осуществлено:

- автоматически по сигналам АБСУ;
- пилотом с помощью двухпозиционных кнопок, установленных по одной на левом роге штурвала первого пилота и на правом роге штурвала второго пилота;
- аварийным нажимным переключателем, установленным на среднем пульте пилотов, который используется при отказе двухпозиционных кнопок.

При установке загрузателя в нейтральное положение на средней приборной доске загорается табло “НЕЙТРАЛ. ТАНГАЖ”. Там же находится табло “ВЗЛЕТ-ПОСАДКА”, которое горит при работе загрузателя во взлетно-посадочном режиме. Переключение с взлетно-посадочного режима загрузки на полетный и обратно производится автоматически при уборке и выпуске закрылков, а также переключателем, установленным на козырьке средней приборной доски пилотов.

Управление рулем направления осуществляется педалями первого и второго пилотов. Ход правой или левой педали на 120 мм обеспечивает отклонение руля направления вправо или влево на 25^0 .

Триммирование пружинного загрузателя осуществляется переключателем на козырьке средней приборной доски пилотов. При установке загрузателя в нейтральное положение загорается табло “НЕЙТРАЛ. КУРС”. Включение полетного загрузателя руля направления происходит автоматически по сигналу от шасси и от закрылков. В процессе подключения загрузателей мигают табло “ВЗЛЕТ-ПОС. РВ” и “ВЗЛЕТ-ПОС. РН”, которые гаснут после включения полетных загрузателей.

На самолете применено ручное и автоматическое (совмещенное) управление стабилизатором и механизацией крыла. Совмещенное управление осуществляется от рукоятки управления закрылками при закрытых колпачках переключателей ручного управления предкрылками и стабилизатором. При отклонении закрылков во взлетное или посадочное положение предкрылки автоматически отклоняются на угол 20^0 (внешние 16^0). Отклонение стабилизатора в автоматическом режиме согласуется с центровкой самолета. Отклонению закрылков на взлете (28^0) при передней центровке соответствует угол установки стабилизатора (-3^0), а при средней центровке ($-1,5^0$). Отклонение закрылков при посадке (45^0) автоматически обеспечивает в этом режиме углы установки стабилизатора ($-5,5^0$) при передней центровке и (-3^0) при средней центровке. Приведенные углы установки стабилизатора измеряются по указателю. При задней центровке стабилизатор не переставляется. Контроль за положением стабилизатора осуществляется по совмещенному индикатору положения стабилизатора и руля высоты, установленному на средней приборной доске пилотов. Под индикатором расположено сигнальное табло “СТАБИЛ. ВКЛЮЧ.”, которое горит при работе привода стабилизатора.

При открытии колпачков ручного управления предкрылками или стабилизатора совмещенное управление соответствующей поверхностью отключается.

3.4. Управление рулем высоты

Система управления РВ предназначена для ручного и автоматического управления самолетом в продольной плоскости и обеспечивает:

- отклонение РВ пилотами с помощью двух рулевых приводов РП-56,
- отклонение РВ системой АБСУ с помощью рулевого агрегата РА – 56-1,

- создание на колонках управления усилий, пропорциональных их углам отклонения, и снятие (триммирование) этих усилий,
- изменение градиента усилий на колонках путем включения дополнительных полетных загрузителей.

Управление РВ осуществляется с помощью двух колонок 1, установленных перед сиденьями каждого пилота (рис.3.4).

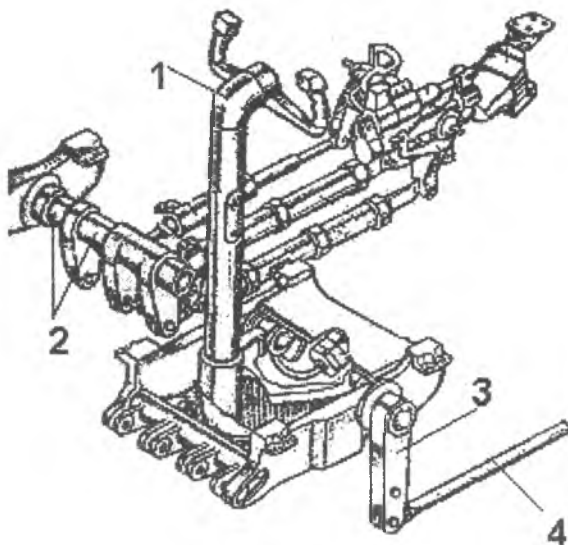


Рис. 3.4. Колонка управления

Связь между колонками осуществляется карданным валом 2, расположенным по оси их вращения и связанным с колонками универсальным шарниром. Рычаг 3 левой колонки соединен тягой 4 с проводкой управления в фюзеляже. Проводка управления в фюзеляже проложена под полом пассажирской кабины по левому борту в роликовых направляющих 6 (рис.3.5).

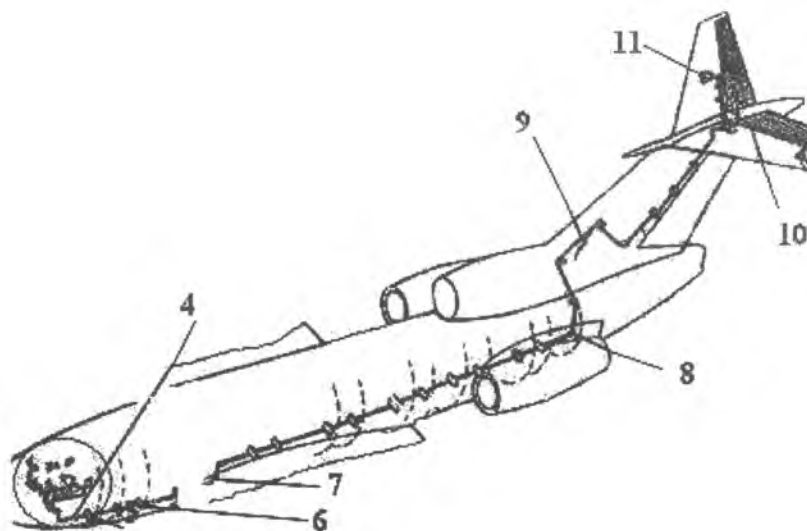


Рис. 3.5. Схема управления РВ

В проводку управления включена коромысловая качалка 7, обеспечивающая компенсацию температурных деформаций проводки. На шпангоуте 67 расположен гермовывод 8, передающий движение проводки в негерметичный отсек фюзеляжа. Далее проводка поднимается вверх и проходит по переднему лонжерону киля. На этом участке в проводку управления через дифференциальную качалку включен рулевой агрегат 9 (РА-56-1) системы АБСУ. Затем проводка по третьему лонжерону киля поднимается в стабилизатор и разветвляется в обе его половины, подходя к левому и правому рулевому приводу 11. В каждой половине стабилизатора в проводку управления включе-

ны пружинные тяги 10, обеспечивающие отклонение одной половины РВ при заклинивании другой или при отказе одного из рулевых приводов.

В системе управления РВ установлены упоры, ограничивающие его углы отклонения. Два упора установлены на узле, расположенном под полом кабины в зоне 8 шпангоута, а два других установлены на переднем лонжероне киля в зоне 5 нервюры.

Рулевой привод РП-56 закреплен на втором лонжероне стабилизатора между нервюрами 11 и 12 (рис.3.6).

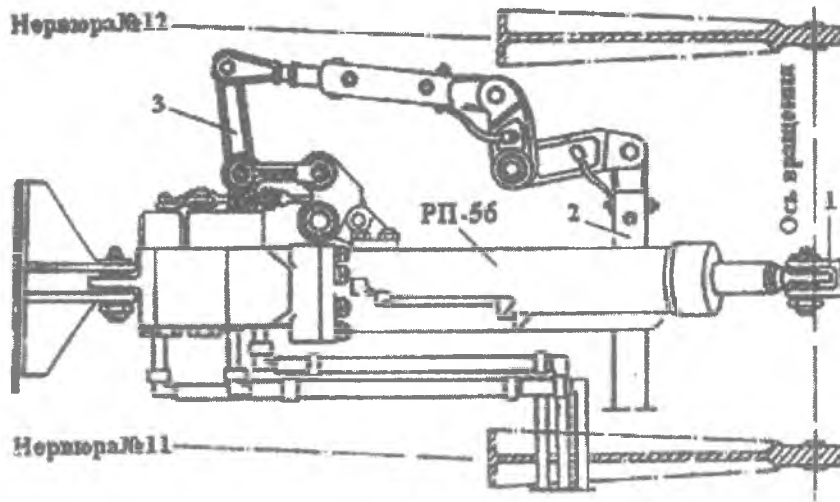


Рис. 3.6. Установка РП-56

Шток привода присоединен к кабаничку управления 1 руля высоты.

Проводка управления 2 от пружинной тяги подходит к входному рычагу 3 привода РП-56. Ход штока привода обеспечивает отклонение руля вверх на 29° и вниз на 16° .

3.4.1. Установка загрузателей

Имитация усилий на колонках управления осуществляется взлетно-посадочным 9 и полетным 10 загрузателями (рис.3.7).

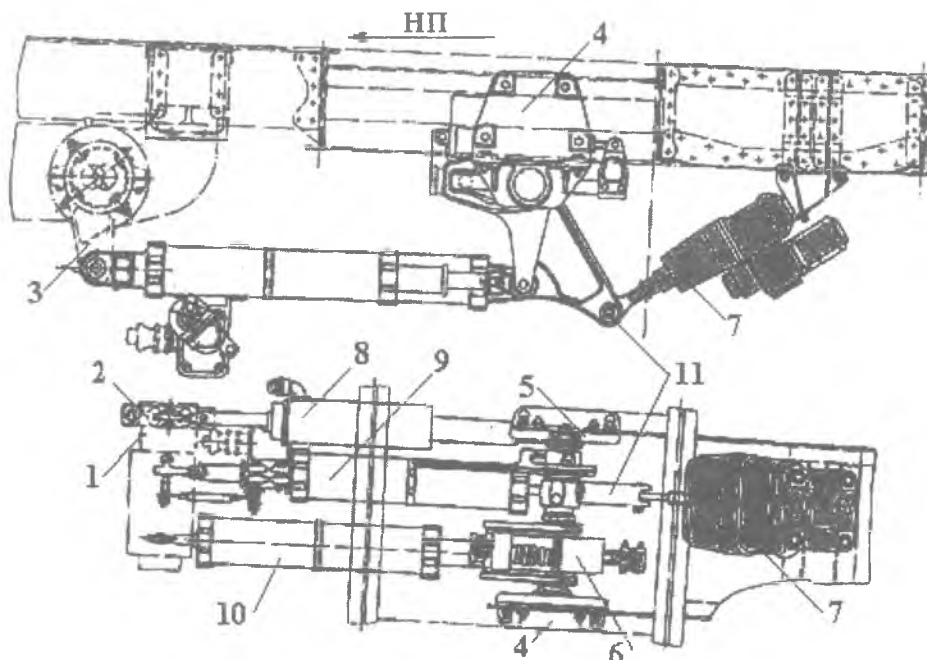


Рис. 3.7. Установка загрузателей

Основной взлетно-посадочный пружинный загрузчик включен в систему управления постоянно.

На карданном валу 1, соединяющем обе колонки управления, закреплены одноушковый 2 и двухушковый 3 поводки. В подшипниках кронштейнов 4 и 5 вращается механизм включения 6 полетного загрузчика. Основной загрузчик закреплен на ушке поводка 3 и на качалке 15, большее плечо которой связано с электромеханизмом триммерного эффекта 7. Включением этого механизма перемещается точка крепления основного загрузчика 9, что обеспечивает снятие усилий на колонке управления. Включение электромеханизма осуществляется двухпозиционными кнопками, смонтированными на штурвалах колонок управления или сигналами АБСУ.

Полетный загрузчик служит для ограничения отклонений РВ в полете. На взлете и посадке он отключается. Предусмотрено автоматическое или принудительное включение полетного загрузчика с помощью трехпозиционного переключателя на козырьке средней приборной доски пилотов. Переключатель имеет три положения: "АВТОМАТ", "ВЗЛЕТ-ПОСАДКА" или "ПОЛЕТ". Автоматическое включение загрузчика блокируется с выпуском и уборкой закрылков. Триммирование полетного загрузчика происходит одновременно с основным.

Следящая тяга 8 служит для отключения режима автоматической стабилизации тангажа в случае, когда управление берет на себя пилот.

На графике (рис.3.8) показана зависимость усилий на штурвальной колонке от углов отклонения руля высоты.

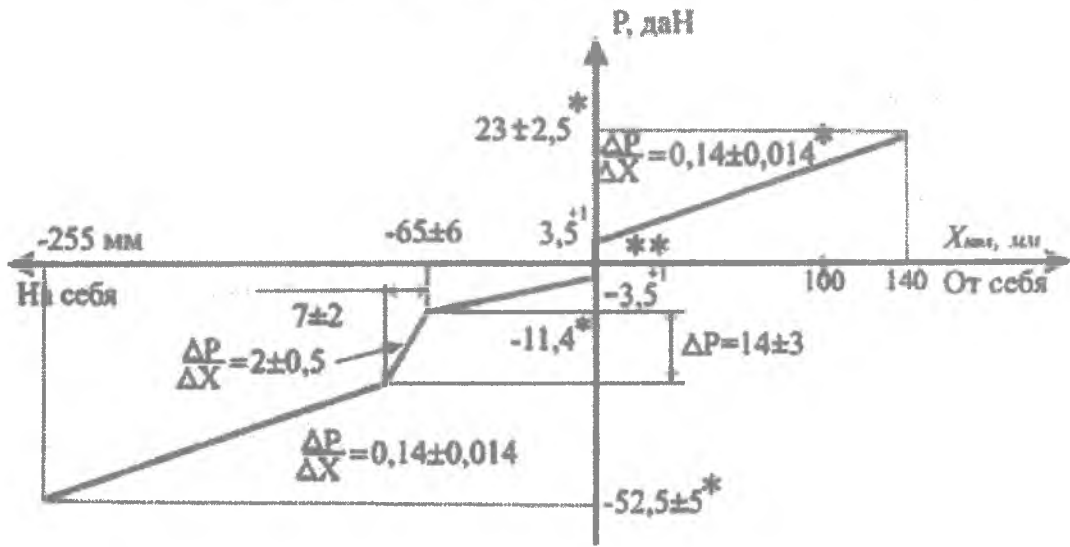
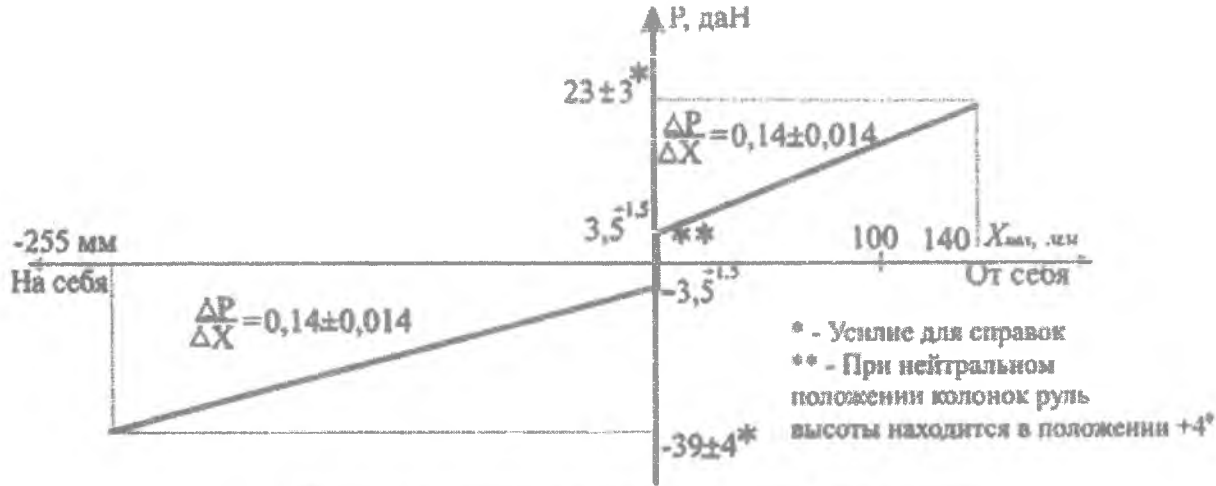


Рис. 3.8. Усилия на колонке управления РВ

3.5. Управление рулем направления

Система управления РН обеспечивает:

- отклонение РН пилотами с помощью рулевого привода,
- автоматическое отклонение РН рулевым агрегатом системы АБСУ, дифференциально включенного в проводку управления,
- создание на педалях усилий, пропорциональных углу отклонения руля.

Управление РН осуществляется с помощью педалей, установленных на пультах управления против сидения каждого пилота. С помощью педалей выполняется также управление тормозами колес шасси (рис.3.9)

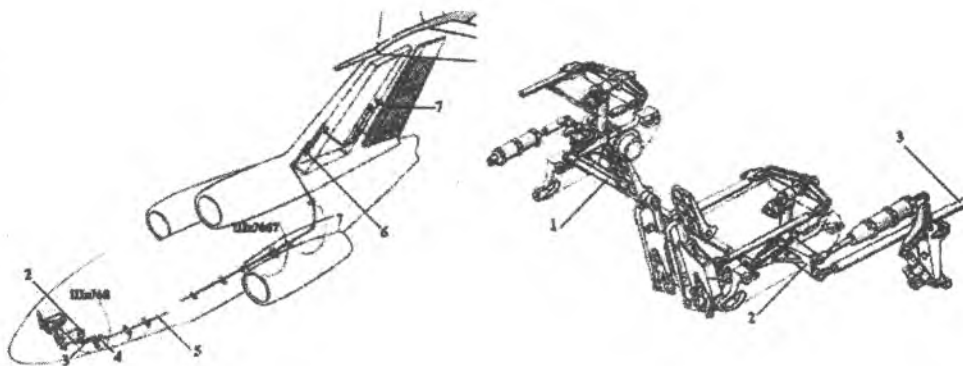


Рис. 3.9. Схема управления РН

Педали левого и правого пилотов кинематически связаны тягой 1. Качалка 2 левого пульта соединена тягой 3 с проводкой управления в фюзеляже. Проводка управления РН проложена параллельно проводке РВ в общих роликовых направляющих. Выход из гермокабины осуществляется через общий гермовывод на 67 шпангоуте. На переднем лонжероне киля в проводку включен рулевой агрегат 6 системы АБСУ. Далее проводка управления подходит к рулевому приводу 7, закрепленному на третьем лонжероне киля. Шток привода присоединен к кабанчику управления РН.

При перемещении правой педали вперед на 120 мм РН отклоняется вправо на 25° .

Перемещение левой педали отклоняет руль влево на тот же угол. В системе управления установлены два упора на узле, расположенном под полом кабины на 8 шпангоуте, и два упора на переднем лонжероне киля у 5 нервюры.

3.5.1. Установка загрузателей

Взлетно-посадочный загрузатель 3 включен в проводку управления постоянно (рис.3.10) Шток загрузателя присоединен к верхнему рычагу трехплечей качалки 1 параллельно тяге управления 2, идущей к РН.

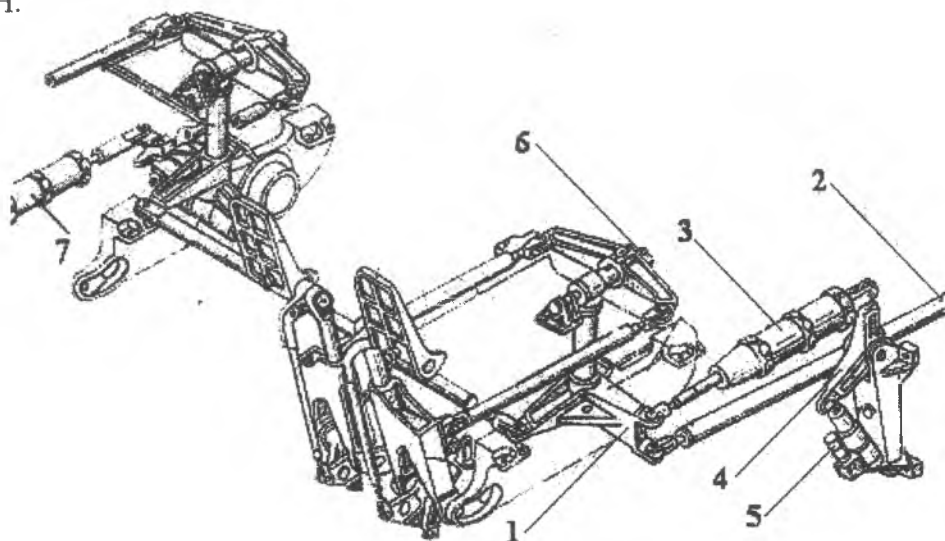


Рис. 3.10. Установка загрузателей

Цилиндр загрузателя 3 связан с двухплечей качалкой 4, которая поворачивается электромеханизмом триммерного эффекта 5. Вал трехплечей качалки 1 через коромысловую качалку 6 связан с педалями. При перемещении происходит поворот качалки 6, которая через вал 9 и качалку 1 передает движение на шток загрузателя 3. Пружина загрузателя при сжатии создает усилие на идущей вперед педали.

Зависимость усилий от перемещений педалей и руля нелинейная. Триммирование усилий механизмом МП-100М-27 обеспечивает полное снятие нагрузки на педалях при углах отклонения РН на $5,5^{\circ}$. Электронный механизм 8 обеспечивает регулировку педалей по росту летчика.

Для ограничения углов отклонения РН в полете используется полетный загрузатель 7, который вместе с механизмом включения расположен на правом пульте управления.

Включение полетного загрузателя производится автоматически в полете при уборке закрылков, а отключение - при выпуске закрылков. На земле обжатие левой стойки шасси отключает полетный загрузатель при любом положении закрылков. Аварийное отключение полетного загрузателя обеспечивается переключателем на козырьке средней приборной доски, который закрыт предохранительным колпачком.

Полетный загрузатель создает большие дополнительные усилия на педалях при углах отклонения РН на углы, большие $7,5^{\circ}$.

Механизм включения полетного загрузателя (рис.3.11) состоит из качалки 1 с закрепленным на ней сектором 9, рычага 2, с присоединенными к нему полетным загрузателем 3 и электромеханизмом 7 со стопором 5. Качалка 1 болтами жестко связана с осью вращения коромысловой качалки педалей. Рычаг 2 свободно вращается на этой же оси. Стопор механизма состоит из рычага 5, крышки 8 с зубом 4, стержня 12 со сферической головкой и пружины 10, работающей на сжатие. К рычагу 5 присоединен шток 6 электромеханизма 7 и через пружину крышка 8 с зубом 4.

При отключенном загрузателе перемещение педалей через качалку 1 передается на левый пульт.

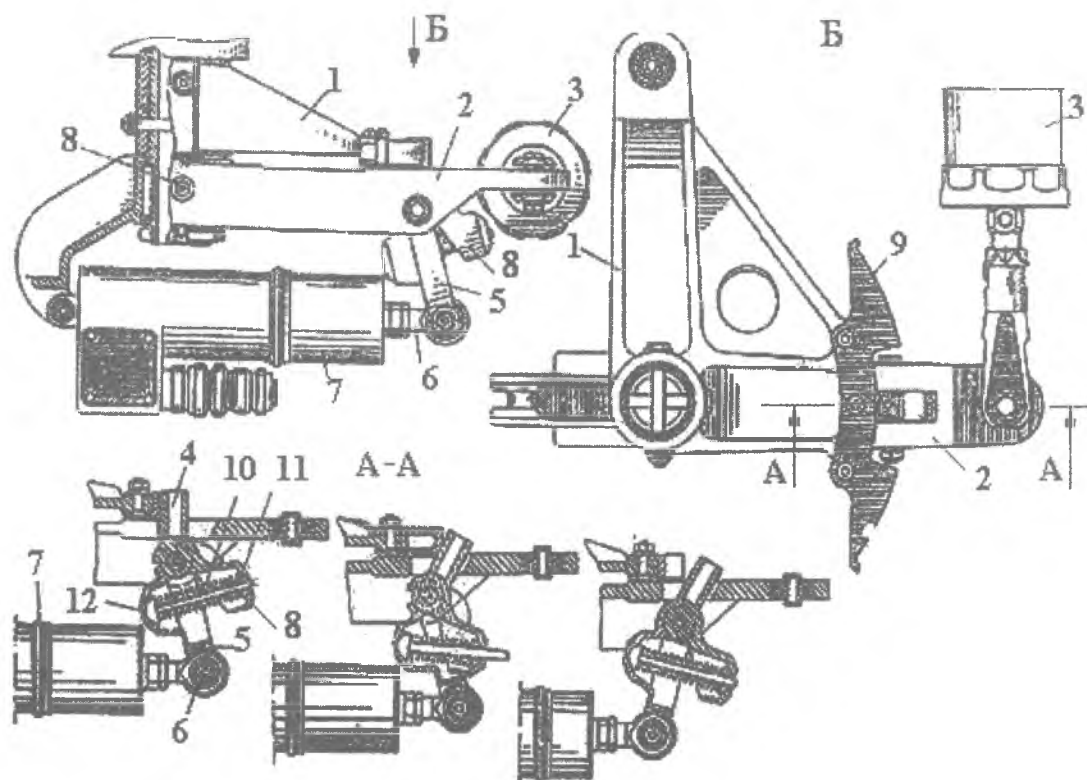


Рис. 3.11. Механизм включения полетного загрузателя

При включении электромеханизма его шток выдвигается на 36 мм и поворачивает рычаг 5 и крышку 8, в результате чего стопорный зуб 4 займет вертикальное положение. При ходе педалей большим, чем размер паза на секторе 9, зуб крышки будет отклонять совместно с качалкой 1 рычаг 2, что приведет к перемещению штока полетного загрузателя и появлению дополнительных усилий на педалях.

На графике 3.12 показана зависимость усилия на педалях от их хода X_n при работе взлетно-посадочного и полетного загрузателей.

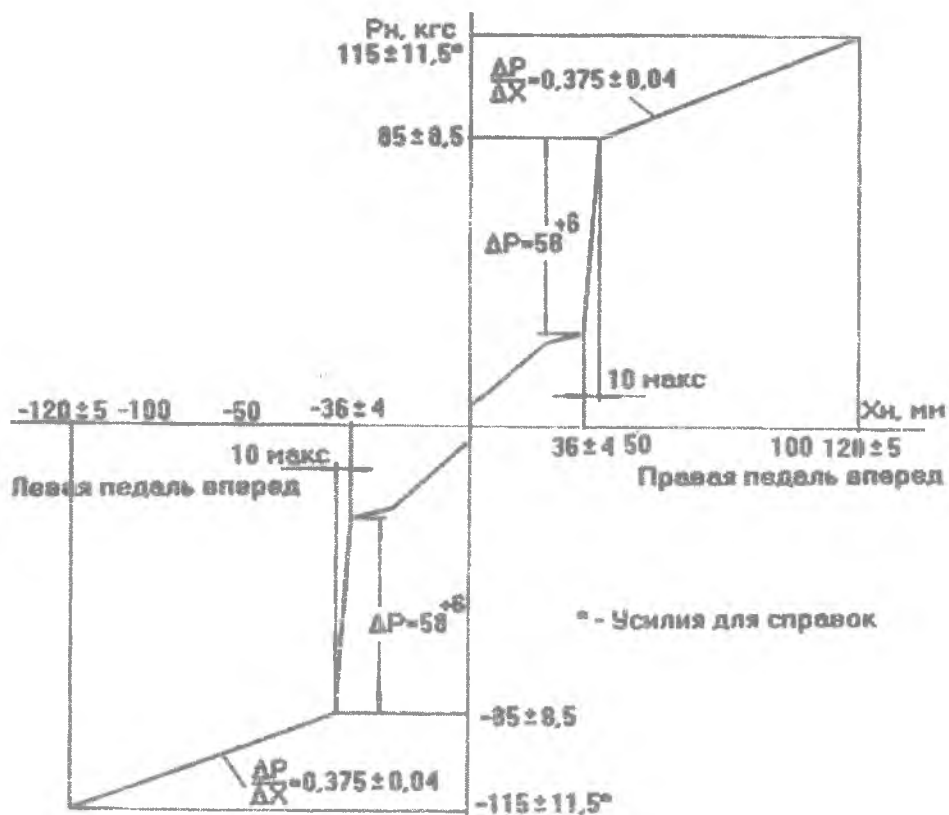


Рис. 3.12. График зависимости усилий на педалях от их перемещения при подключенном полетном загрузателе

3.5.2. Установка механизма стопора руля направления

Механизм стопора МС-15 установлен на третьем лонжероне кия между нервюрами 5 и 6 и предназначен для стопорения РН на стоянке (рис.3.13).

Механизм МС-15 срабатывает на стопорение руля при установке выключателей “БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ” I, II, III в положение “ВЫКЛЮЧЕНО”, при этом самолет должен быть под током. Руль стопорится в нейтральном положении.

При включении механизма МС-15 поворачивается качалка 1 и выдвигает стопор 2 наружу. Штырь 3 заходит в паз сектора, связанного с РН, и запирает руль в нейтральном положении. Если при движении стопора руль отклонен, то штырь 3, сжимая пружину 4, утапливается в стопор, обеспечивая его полное перемещение. После этого необходимо отклонить педали и, когда руль дойдет до нейтрального положения, пружина 4 переместит штырь 3 в паз сектора руля и зафиксирует его.

Расстопоривание РН осуществляется реверсом механизма МС-15 при наличии давления хотя

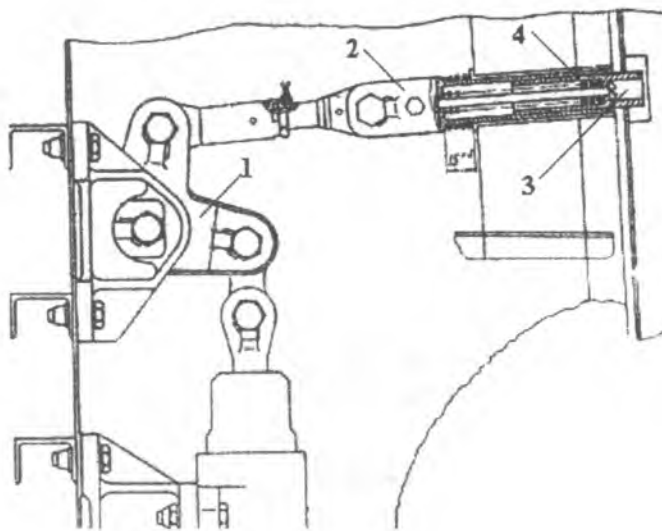


Рис. 3.13. Механизм стопора РН

бы в одной гидросистеме и положении “ВКЛЮЧЕНО” соответствующего выключателя “БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ”, при этом самолет должен быть под током.

3.6. Управление элеронами и интерцепторами

Система обеспечивает:

- отклонение элеронов пилотами с помощью двух рулевых приводов,
- отклонение интерцепторов для повышения эффективности поперечного управления,
- отклонение элеронов автоматически с помощью дифференциально включенного в проводку электрогидравлического рулевого агрегата,
- создание на штурвалах усилий, пропорциональных отклонениям элеронов, и снятие (триммирование) данных усилий.

Управление элеронами осуществляется с помощью штурвалов, установленных на колонках управления (рис.3.14).

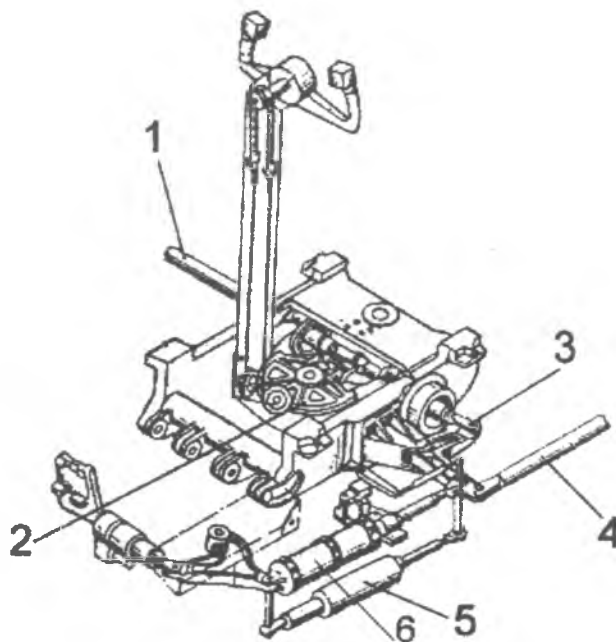


Рис. 3.14. Штурвал управления элеронами

Связь между штурвалами выполнена тягой 1, соединяющей шарниры секторных качалок 2. Шарнир левой качалки соединен тягой с качалкой 3, установленной на раме левого пульта. К большому плечу этой качалки присоединяется проводка управления 4 и пружинный загрузатель 6 со следящей тягой 5.

Проводка управления проложена под полом пассажирского салона рядом с проводкой управления рулями (рис.3.15).

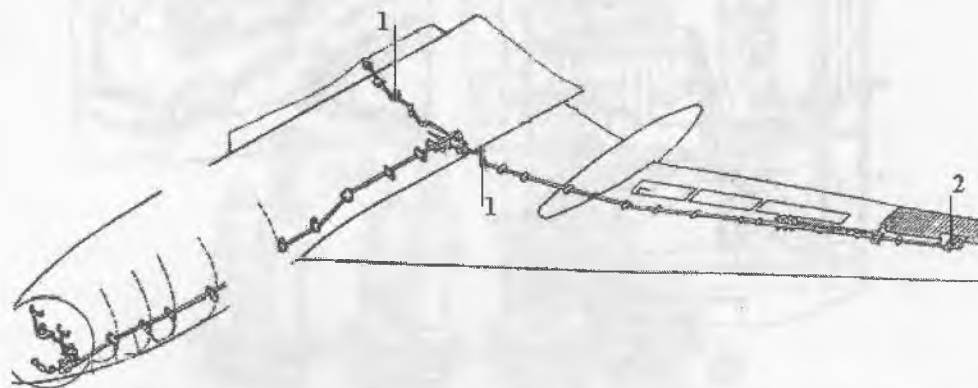


Рис. 3.15. Схема управления элеронами: 1 – гермовыводы; 2 – рулевой привод

На заднем лонжероне центроплана (рис.3.16) в проводку управления включены пружинные тяги 6 и через дифференциальную качалку 7 - рулевой агрегат РА-56В-1.

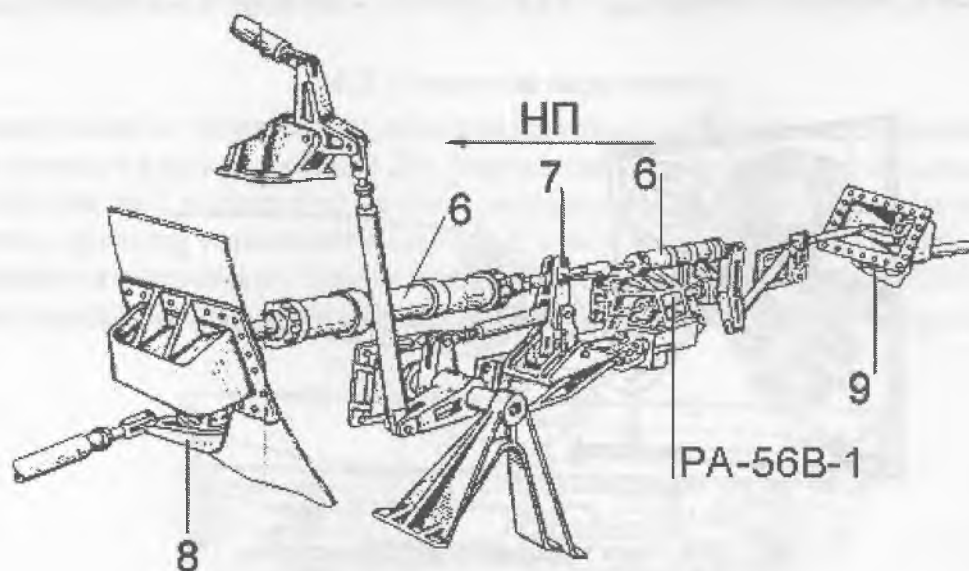


Рис. 3.16. Проводка управления на заднем лонжероне центроплана

Пружинные тяги обеспечивают отклонение правого или левого элерона в случае заклинивания одного из них. Через гермовыводы 8 и 9 проводка управления выходит из фюзеляжа в крыло и вдоль стенки заднего лонжерона подводится к рулевым приводам. Три штока рулевых приводов РП-55 присоединены к кабанчикам элеронов (рис.3.17).

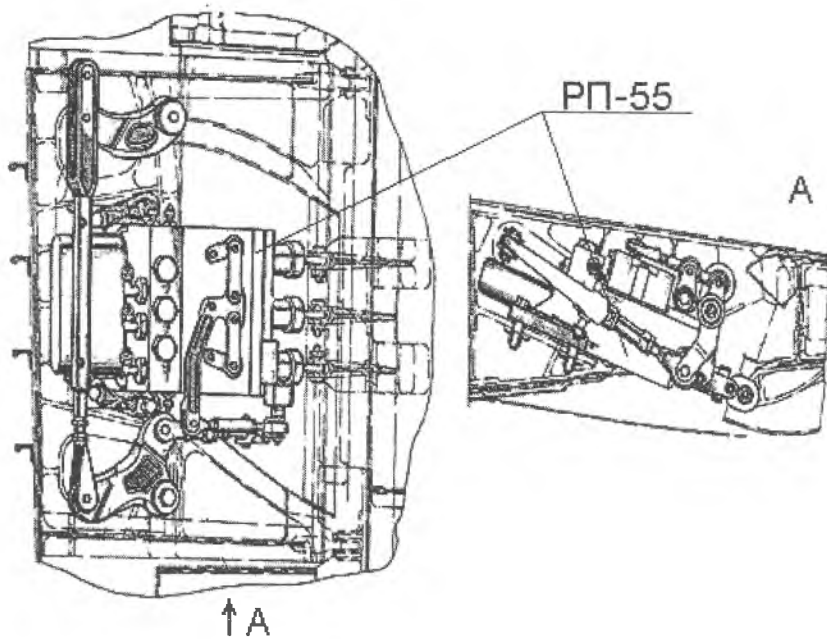


Рис. 3.17. Установка рулевых приводов элеронов РП-55

3.6.1. Управление интерцепторами

Управление интерцепторами осуществляется с помощью дифференциального механизма, расположенного между нервюрами крыла 33 – 34 и связанного проводкой управления с элеронами (рис.3.18).

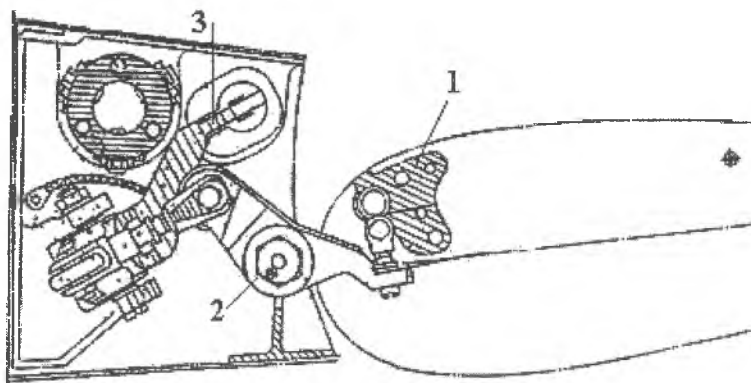


Рис. 3.18. Узел управления интерцепторами

На носке внутреннего торца элерона закреплен стальной упор 1. При отклонении носка элерона вниз ролик упора через качалки 2 и 3 перемещает проводку управления, связывающую качалку 3 с входными звеньями рулевых приводов РП-57 и РП-58, штоки которых присоединены к интерцепторам (рис.3.19).

Отклонение элерона вверх на углы от $1,5^{\circ}$ до 20° вызывает пропорциональное отклонение интерцептора вверх на углы от 0° до 45° . Одновременно с перемещением проводки управления между элероном и интерцептором происходит обжатие пружины в механизме обратной связи рулевого привода РП-57, за счет которой интерцептор возвращается в исходное положение.

Возможность отклонения элерона при заклинивании интерцептора обеспечивается включением в эту проводку пружинной тяги. При отклонении элерона вниз ролики на упоре 1 и на качалке 2 расходятся и интерцептор не отклоняется.

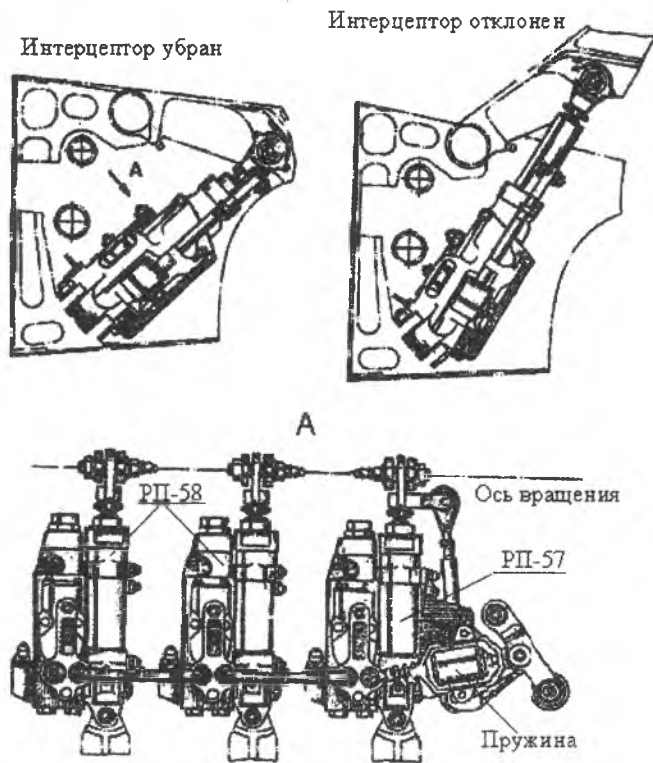


Рис. 3.19. Установка приводов интерцепторов

Включение рулевого агрегата РА-56В-1 системы АБСУ через дифференциальную качалку полностью аналогично схеме включения этих агрегатов в каналах РВ и РН (см. п. 3.7).

3.6.2. Установка загрузителя

Имитация усилий на штурвалах осуществляется с помощью пружинного загрузителя 1, включенного в проводку управления (рис.3.20). Загрузитель установлен между качалками 2 и 3. К малому рычагу качалки 2 подходит тяга от секторной качалки левого штурвала, а ко второму рычагу присоединена проводка управления к элерону. К этому же рычагу крепится тяга 4 загрузителя. Шток загрузителя через качалку 3 связан с механизмом триммерного эффекта МП-100М-32. Триммирование усилий обеспечивается в пределах отклонения элеронов на $5,5^{\circ}$ вверх и вниз.

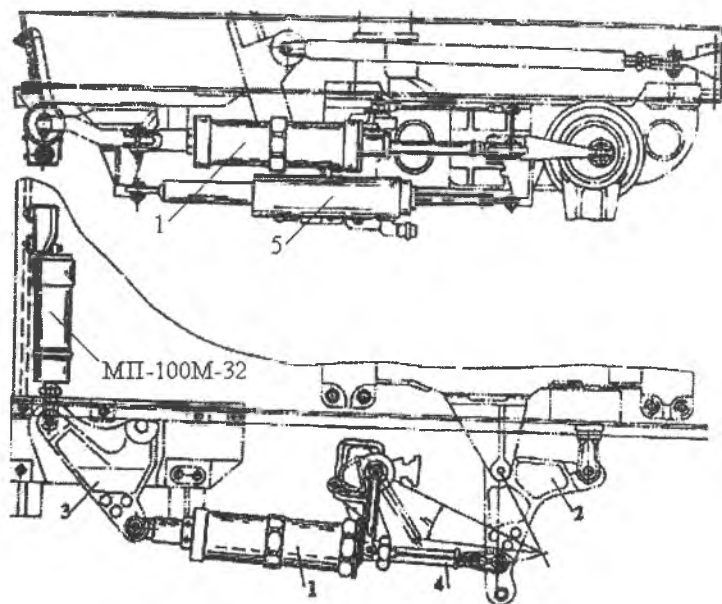


Рис. 3.20. Установка загрузителя

Параллельно загрузателю в проводку включена следящая тяга, которая служит для отключения автоматической стабилизации крена при отклонении штурвала пилотом.

Зависимость усилий на штурвале от его углового поворота показана на рис. 3.21.

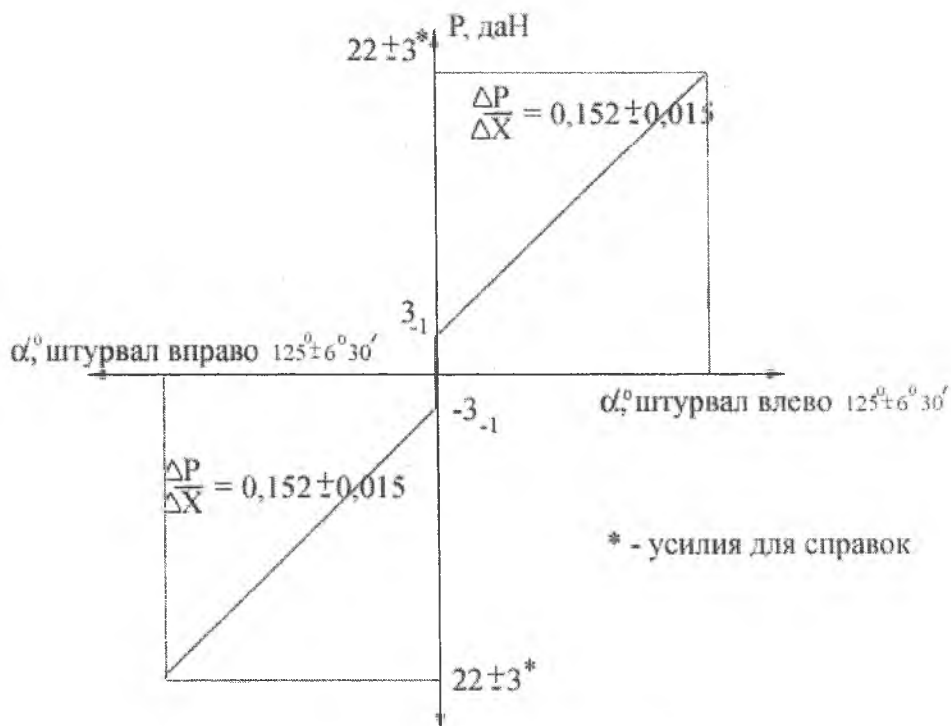


Рис. 3.21. Усилия на штурвале

3.7. Установка рулевых агрегатов системы АБСУ

Во всех трех каналах управления самолетом в проводку управления между пультами управления пилотов и бустерами включены рулевые агрегаты системы АБСУ.

Установка всех рулевых агрегатов идентична. В местах их установки в проводку управления включены дифференциальные качалки, на которых суммируются сигналы летчика и сигналы системы АБСУ (рис.3.22).

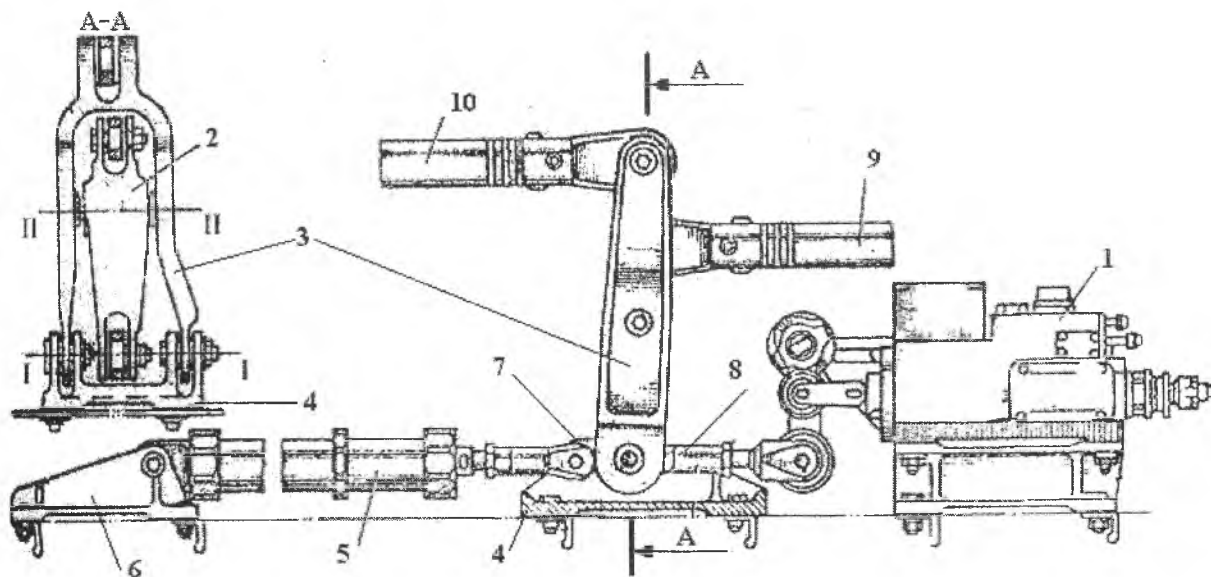


Рис. 3.22. Установка рулевого агрегата АБСУ

Установка рулевых агрегатов РА-56В-1 системы АБСУ состоит из рулевых агрегатов 1, дифференциальной качалки, состоящей из поводка 2 и качалки 3, смонтированных на кронштейне 4, и центрирующей пружинной тяги 5, шарнирно соединенной с кронштейном 6 и тягой 8. Поводок 2 может свободно вращаться внутри качалки 3 относительно оси II-II, а его нижний шарнир, соединенный тягой 8 с рулевым агрегатом РА-56В-1, в нейтральном положении находится на оси I-I вращения качалки 3.

При управлении рулем летчиком шток рулевого агрегата будет неподвижен и качалка 3 совместно с поводком 2 будут отклоняться тягой 10 на одинаковые углы относительно оси I-I как одна цельная качалка. При работающем рулевом агрегате перемещение его выходного звена (штока) тягой 8 передается на нижний шарнир поводка 2, который, поворачиваясь относительно оси II-II, перемещает тягу 9 и обеспечивает дополнительное отклонение рулей по сигналам АБСУ. Суммарное перемещение тяги 9 складывается из перемещений, задаваемых летчиком, и корректирующих перемещений системы АБСУ.

Перемещение штока рулевого агрегата в любую сторону сжимает пружинную центрирующую тягу 5. При выключении системы АБСУ эта пружинная тяга устанавливает шток рулевого агрегата в нейтральное положение и обеспечивает ручное управление самолетом летчиком.

3.8. Агрегаты системы управления

Система управления состоит из следующих основных агрегатов:

- пультов управления,
- проводки управления,
- рулевых приводов,
- рулевых агрегатов системы АБСУ,
- пружинных загрузателей.

3.8.1. Пульты управления

Пульты управления служат для управления рулями, элеронами, интерцепторами и тормозами колес шасси (рис.3.23).

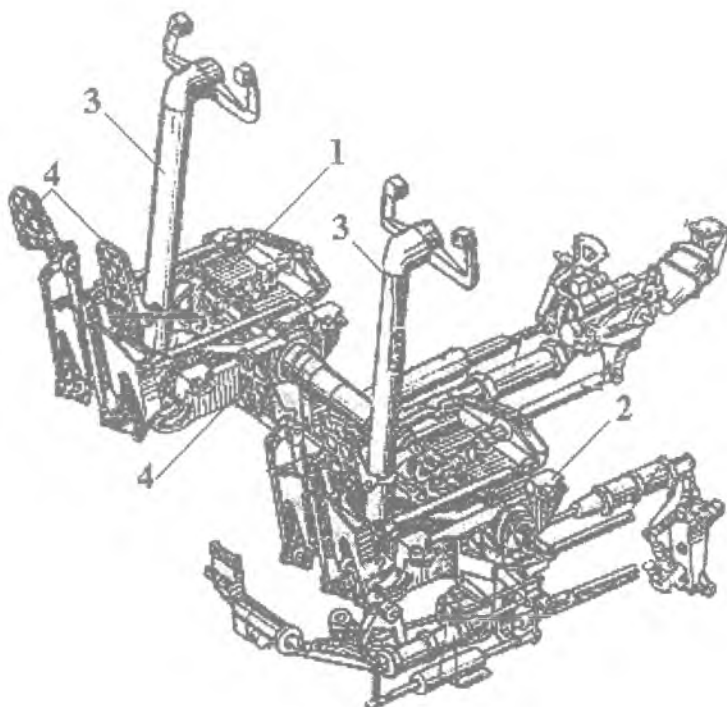


Рис. 3.23. Пульты управления

Левый и правый пульты представляют собой рамы 1 и 2, на которых шарнирно закреплены:

- колонки управления 3;
- педали ножного управления 4 с механизмами регулировки педалей по росту пилота, механизмами основного и стояночного торможения шасси;
- полетный загрузатель РН с механизмом включения (на правом пульте).

3.8.2. Колонки управления

Колонки управления служат для управления рулем высоты и, посредством смонтированных на них штурвалов, элеронами (рис.3.24).

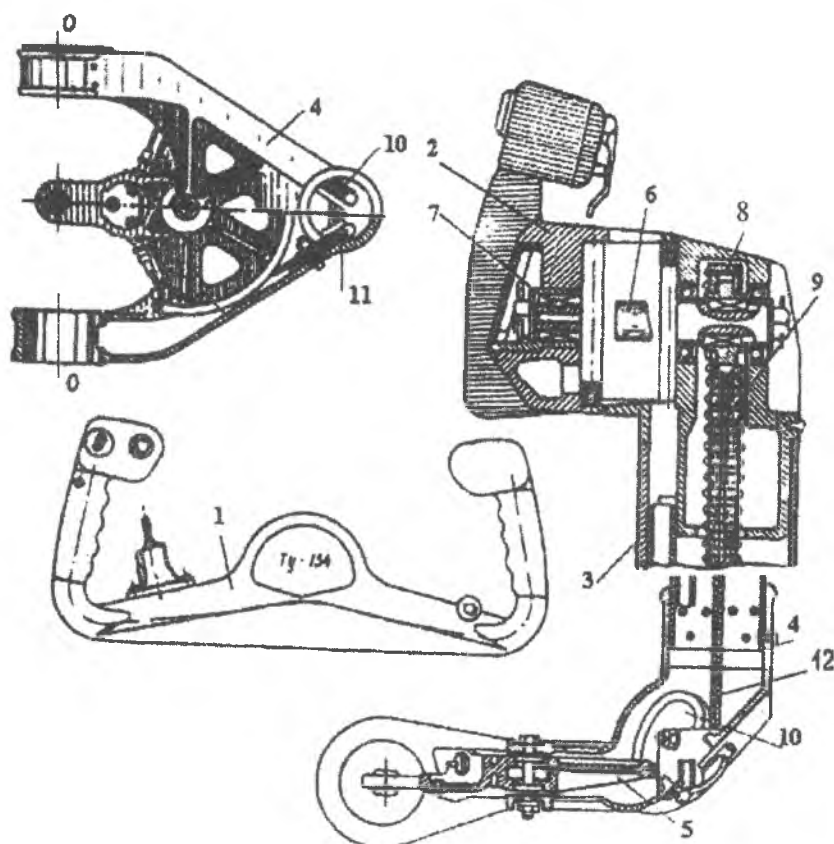


Рис. 3.24. Схема колонки управления

Каждая колонка состоит из штурвала 1, головки 2, трубы 3, литого колена 4 и секторной качалки 5.

В головке на двух шарикоподшипниках вращается ось 6, на которой шпонками 7 закреплен штурвал 1. На оси между подшипниками двумя шпонками закреплена звездочка 8, на которую накинута зубчатая цепь 9. К вильчатым наконечникам цепи присоединены тросы 12, которые опускаются вниз и закрепляются на секторной качалке 5.

На штурвале левого пилота установлены:

- кнопка переговорного устройства “СПУ”;
- кнопка внешней связи “РАДИО”;
- кнопка механизма триммерного эффекта в канале тангажа;
- кнопка быстрого отключения автопилота.

На левой “спице” установлен переключатель управления разворотом передних колес.

На правой “спице” установлена кнопка ухода на второй круг.

На штурвале правого пилота отсутствует переключатель управления разворотом передних колес.

В основании колонки закреплены ролики 10, 11 и секторная качалка 5, к которой присоединяется проводка управления элеронами (см. также рис. 3.14).

К колену 4 левого пульта крепится рычаг, к которому присоединяется проводка управления РВ (см. рис.3.4). Поворот колонки относительно оси вращения 0-0 передается к рулевым приводам РП-56 этого руля. Независимость управления элеронами и РВ обеспечивается расположением тяги элеронов, связанной с секторной качалкой 5, на оси вращения колонки 0-0.

3.8.3. Педали ножного управления

Педали служат для управления рулем направления и тормозами колес шасси (рис.3.25).

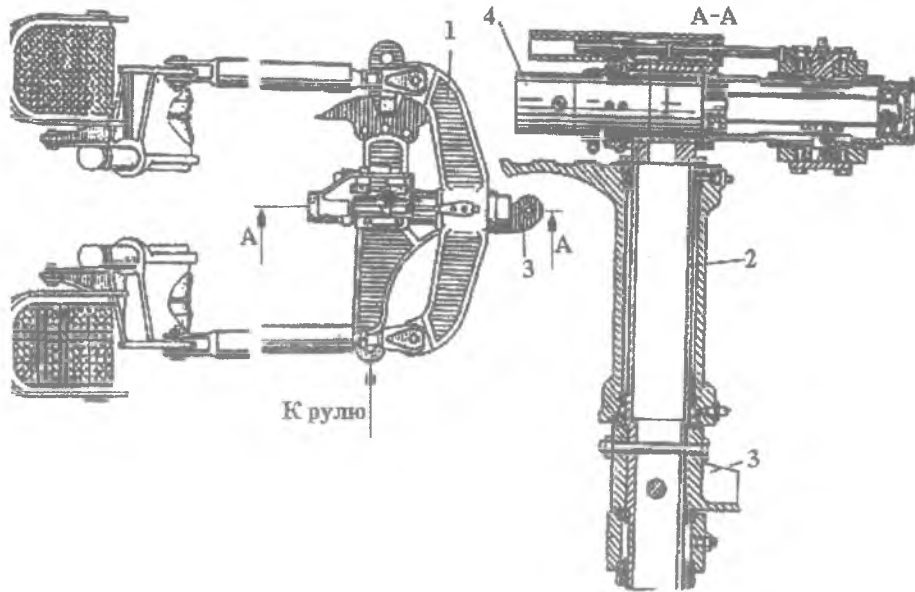


Рис. 3.25. Педали управления

Движение педалей через коромысловую качалку 1, вал 2 и трехплечую качалку 3 передается на проводку управления РН. Коромысловая качалка 1 с помощью электромеханизма 4 может перемещаться вперед или назад относительно вала 2, чем обеспечивается регулировка педалей по росту.

Педали управления служат и для управления тормозами колес шасси (рис.3.26).

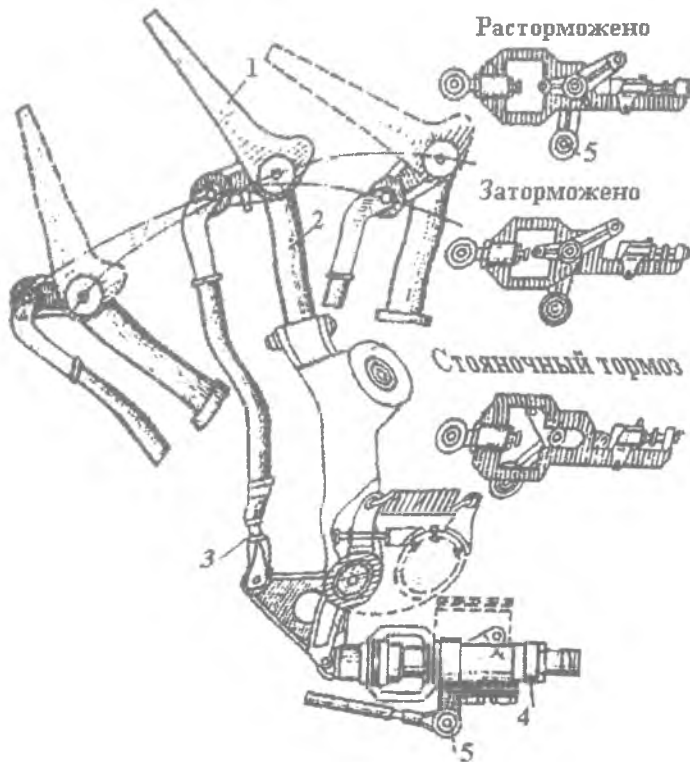


Рис. 3.26. Схема управления тормозами колес

Подножки педалей 1 закреплены шарнирно на стойке штанги 2. При нажатии носком ноги на подножку тяга 3 передает движение на редукционный клапан торможения 4. На стоянке при вытянутой кнопке стояночного торможения полностью обжатый редукционный клапан фиксируется трехплечей качалкой 5, что обеспечивает стояночное торможение колес.

3.8.4. Пружинные загрузатели

Все загрузатели имеют идентичную конструкцию. Наиболее сложным из них является взлетно-посадочный загрузатель РН (рис.3.27).

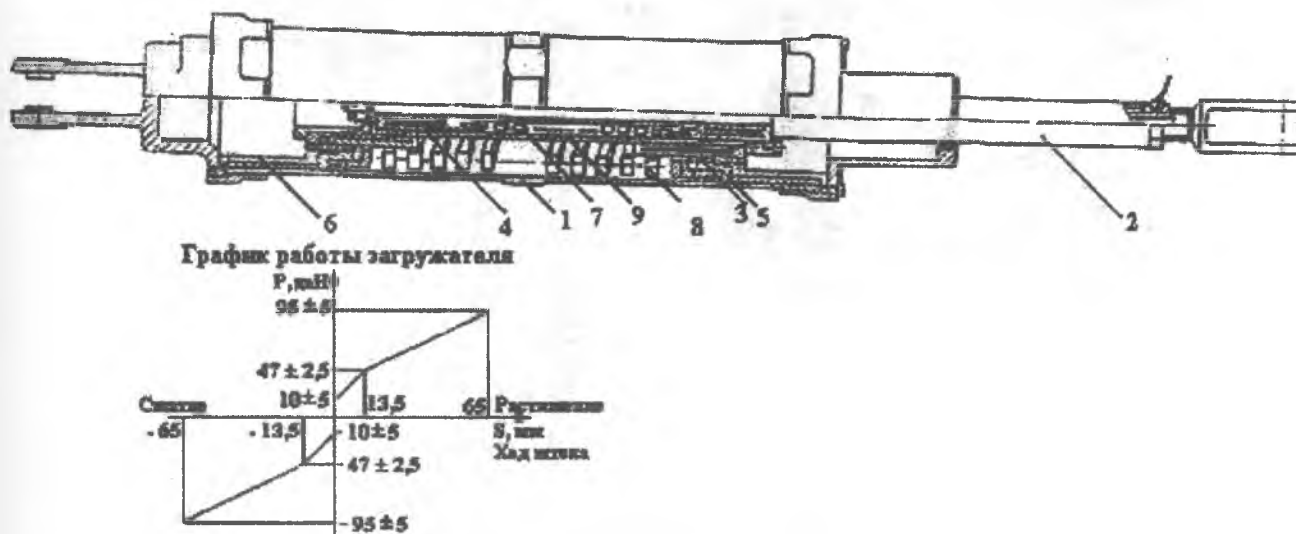


Рис. 3.27. Пружинный загрузатель РН

Он состоит: из цилиндра 1; штока 2; стаканов 3, 4, 5, 6; гильзы 9; пружин 7, 8.

Пружины установлены с предварительным натягом и имеют разную жесткость. При движении штока в цилиндре в первую очередь вступает в работу более жесткая пружина 7. Она начинает деформироваться при усилии, превышающем 10 даН. Когда усилие станет больше 47 даН, в работу вступает наружная более мягкая пружина 8, а пружина 7 за счет соприкосновения стаканов 3 и 4 из работы выключается.

Все остальные загрузатели состоят из одной пружины, установленной с определенным усилием предварительного натяжения.

3.8.5. Рулевой привод РП-55

Привод РП-55 (рис.3.28) предназначен для управления элеронами. Левый и правый элероны отклоняются каждый своим приводом. Приводы управляются через механическую проводку от штурвала и от рулевого агрегата РА-56В-1 системы АБСУ.

Основные технические данные привода РП-55:

рабочая жидкость масло АМГ-10,

номинальное давление в линии подачи 21 МПа,

максимальное усилие при работе:

трех гидросистем 1500 даН,

двух гидросистем 1000 даН,

одной гидросистемы 470 даН.

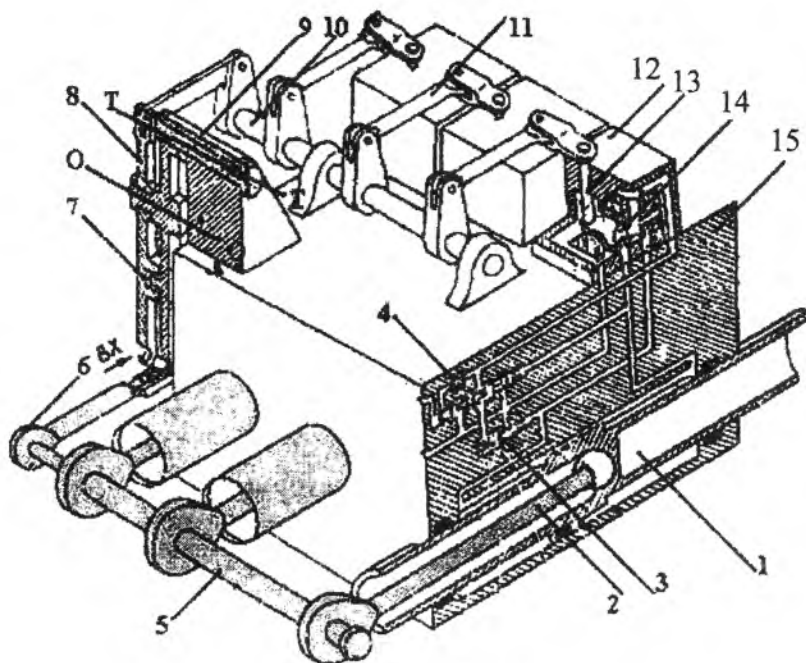


Рис. 3.28. Рулевой привод РП-55

Привод РП-55 является трехкамерным необратимым следящим гидравлическим усилителем с жесткой обратной связью. Питание к приводу подводится одновременно от трех независимых гидросистем, каждая из которых питает только одну камеру. Привод сохраняет работоспособность при отказе одной или двух гидросистем. При заклинивании одного из золотников привод остается работоспособным, так как вал 13 заклинившегося золотника, закручиваясь, не мешает управлению двумя оставшимися золотниками, а полости камеры гидрусилителя заклинившегося золотника закольцовываются.

Привод состоит из трех однокамерных цилиндров, смонтированных в одном блоке 15, из трех распределительных устройств 12, объединенных общим входным звеном 8 - входной качалкой, а также ряда других элементов: перепускных клапанов 3, предохраняющих от заброса давления рабочей жидкости в полостях цилиндра, фильтра 4, вала привода 10 и тяг 11. Упор 7 ограничивает поворот входной качалки относительно выходной качалки 9.

В каждом цилиндре имеется шток 1 с поршнем и шатуном 2. Шатуны связаны одним общим выходным звеном - осью 5, к которому подсоединена тяга обратной связи 6.

Управляющий сигнал поступает на входную качалку 8-ВХ. Поворачиваясь относительно оси О-О, качалка передает движение через вал 10 и тягу 11 к трем плоским золотникам 14.

Золотники открывают доступ жидкости в рабочие полости цилиндров, в результате чего штоки и шатуны начинают перемещаться, отклоняя элерон. Перемещение тяги обратной связи 6 поворачивает качалку обратной связи 9 вокруг оси Т-Т, что обеспечивает поворот входной качалки 8 в обратном направлении и перекрытие рабочих окон в золотниках. Тем самым обеспечивается слежение выходного звена 5 за перемещениями тяги управления, присоединенной к входу качалки 8 - ВХ.

3.8.6. Рулевой привод РП-56

Привод РП-56 (рис. 3.29) предназначен для отклонения РВ и РН. В канале управления РВ установлено два привода - по одному на каждую половину руля, а в канале РН - один привод. Управление приводами осуществляется через механическую проводку от командных постов пилотов и от рулевых агрегатов РА-56В-1 системы АБСУ.

Основные технические данные привода РП-56:

Рабочая жидкость масло АМГ-10,

Номинальное давление в линии подачи 21 МПа,
 Максимальное развиваемое усилие при работе
 трех гидросистем 4100 даН,
 двух гидросистем 2600 даН,
 одной гидросистемы. 1000 даН.

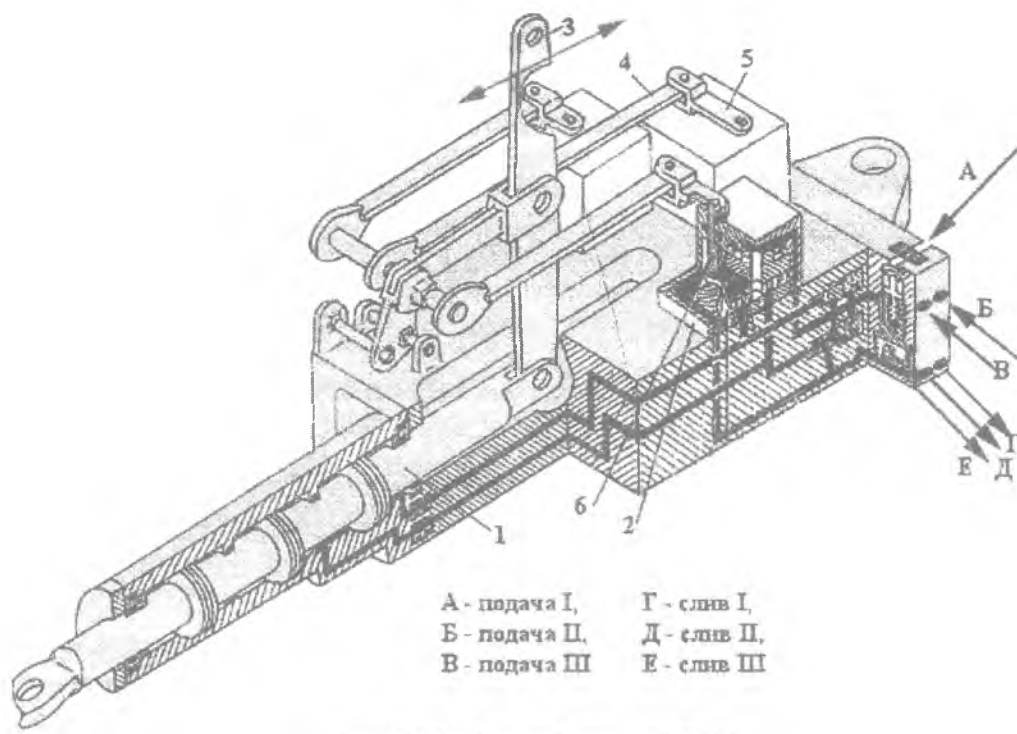


Рис. 3.29. Рулевой привод РП-56

Привод РП-56 трехкамерный необратимый следящий гидроусилитель с жесткой обратной связью. Питание к приводу подводится одновременно от трех независимых гидросистем, каждая из которых питает только одну камеру. Привод сохраняет работоспособность при отказе одной или двух питающих систем и при заклинивании одного из золотников за счет их крепления на гибком торсионе.

Рулевой привод состоит из цилиндра, в котором последовательно размещены три камеры, объединенные общим выходным звеном - штоком 1, из трех распределительных устройств 2, объединенных общим входным звеном - входной качалкой 3, и других элементов.

Управляющий сигнал поступает на входную качалку 3, которая, поворачиваясь относительно неподвижного штока 1, передает движение через тяги 4 и рычаги 5 на валы золотников 6. Валы поворачивают золотники и открывают доступ жидкости в рабочие полости цилиндров, в результате чего шток начинает перемещаться. Шток перемещается в противоположную по отношению к управляющей тяге сторону. Перемещение штока передается на руль и на входную качалку 3, которая, поворачиваясь относительно верхней точки – шарнира крепления управляющей тяги, через систему рычагов вращает золотники на закрытие рабочих окон. После перекрытия рабочих окон движение штока прекращается. Таким образом, в процессе работы привода происходит вращение входной качалки 3 относительно ее среднего шарнира, а верхний и нижний шарниры движутся в противоположные стороны.

4. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА ТУ-204

4.1. Общие сведения о самолете

Пассажирский самолет Ту-204, разработанный ОКБ им. А.Н. Туполева, предназначен для перевозки 214 пассажиров, их багажа и грузов на воздушных трассах средней протяженности. На его базе может выпускаться целое семейство самолетов, включающее пассажирские, грузопассажирские, грузовые и быстроконвертируемые варианты. Самолет полностью соответствует российским и европейским нормам летной годности, отличается низкой себестоимостью эксплуатации, современным интерьером, низким уровнем шума, малым расходом топлива. Он снабжен двумя двухконтурными турбореактивными двигателями (ПС-90А или RB211-535Е4), расположенными на крыле. Схема самолета – свободносущий моноплан цельнометаллической конструкции с низко-расположенным стреловидным крылом. Шасси трехопорной схемы с носовой опорой (рис. 4.1).



Рис. 4.1. Самолет Ту-204

Высокое аэродинамическое качество, двухконтурные турбовентиляторные двигатели с большой степенью двухконтурности, совершенство конструкции и систем самолета обеспечивают его высокую топливную экономичность. Коэффициент топливной эффективности –19 г/п.км.

Крыло большого удлинения и умеренной стреловидности, образованное сверхкритическими профилями большой относительной толщины, имеет отрицательную аэродинамическую крутку и специально спрофилированные концевые поверхности.

Для снижения потерь аэродинамического качества полет в крейсерском режиме выполняется при малых запасах устойчивости, что обеспечивается смещением центровки назад за счет перекачки топлива из крыльевых баков в килевой бак. Этот способ обеспечивает изменение центровки до 10% САХ.

Эксплуатация самолета на аэродромах с длиной взлетно-посадочной полосы не более 2500 м и выполнение требований JCAO по шуму на местности обеспечиваются использованием мощной механизации крыла в виде двухщелевых закрылков с большим откатом и предкрылков по всему размаху крыла.

В конструкции самолета применены современные алюминиевые конструкционные сплавы с улучшенными характеристиками, алюминивно-литиевые и титановые сплавы, высокопрочные стали, а также угле-, органо-, стеклопластики и гибридные материалы. Для повышения коррозионной стойкости конструкции усовершенствована система установки теплозвукоизоляции, в нижней части герметической кабины выполнены дренажные клапаны для слива конденсата.

В системах самолета широко использована вычислительная техника, реализованы оригинальные технические решения. Все системы имеют оптимальное резервирование и снабжены средствами встроенного контроля.

Электродистанционная система управления самолетом с цифровыми вычислительными устройствами обеспечивает оптимальные характеристики устойчивости и управляемости самолета на всех эксплуатационных режимах полета и предотвращает вывод самолета за пределы эксплуатационных ограничений. Вместо традиционных штурвальных колонок управления в кабине экипажа установлены Y-образные миништурвалы с малым ходом.

Шасси трехопорной схемы с носовой опорой снабжены системой разворота колес. Основные опоры имеют двухосные тележки с четырьмя тормозными колесами с использованием моноуглеродных тормозных дисков.

Гидравлическая система с негорючей рабочей жидкостью состоит из трех независимых систем, работа каждой из которых обеспечивается насосами с приводом от двигателей, а также электрическими насосными станциями. В первой системе установлен дополнительный насос с приводом от воздушной турбины, которая выпускается во внешний поток при отказе обоих двигателей.

Электроснабжение самолета обеспечено двумя системами переменного тока и резервной системой постоянного тока.

Для запуска основных двигателей, кондиционирования воздуха и в качестве автономного источника энергопитания на земле и в полете используется бортовая вспомогательная силовая установка – ВСУ.

Комплекс цифрового пилотажно-навигационного оборудования обеспечивает автоматизированное самолетовождение по оптимальным запрограммированным траекториям на всех этапах полета от взлета до посадки, а также автоматическую посадку по IIIA категории JCAO. Комплекс состоит из систем автоматического самолетовождения и управления полетом, систем предупреждения критических режимов и опасного приближения к земле, радиотехнических систем навигации и посадки, метеорологической радиолокационной станции.

Комплекс средств внешней радиосвязи обеспечивает бесперерывное автоматизированное установление связи с наземными диспетчерскими пунктами.

Автономная система охлаждения радиоэлектронного оборудования выполнена по замкнутому контуру для исключения попадания пыли и влаги.

Топливная система самолета, обеспечивающая отдельное питание каждого двигателя, работу ВСУ и перекачку топлива из крыльевых баков в килевой и обратно, работает в автоматическом режиме по сигналам цифрового комплекса топливоизмерения, определения массы и центровки самолета.

Кабина экипажа спроектирована на основе современных эргономических норм и новых дизайнерских решений, связанных с применением электронной индикации и средств автоматизации управления полетом. Применен принцип «темной» кабины с подсветкой отдельных зон. Вся информация экипажу по пилотированию и работе бортовых систем индицируется на шести многоцветных экранных индикаторах. Лампы-кнопки на пультах систем загораются только в случае отказов в системах.

Самолетом управляют два пилота. Кроме того, в кабине могут дополнительно размещаться два члена экипажа, в том числе бортинженер.

Самолет оборудован контейнерной системой погрузки багажа и грузов.

Самолет соответствует действующим стандартам JCAO и Единым нормам летной годности гражданских транспортных самолетов – ЕНЛГ – С.

Пассажи́рская кабина расположена в средней части фюзеляжа постоянного сечения, служебные и бытовые помещения разнесены в концевые сужающиеся зоны. Пассажи́рская кабина делится на салоны в зависимости от класса с помощью легкосъёмных перегородок с портьерами и легкосъёмных гардеробов. В самолетах туристического класса и бизнес-класса кресла устанавливаются по схеме 3 + 3 с проходом между ними 470 мм. В салоне первого класса устанавливаются комфортабельные кресла по схеме 2 + 2 с проходом – 730 мм.

Предусмотрены следующие варианты компоновки:

Вариант	Класс салона	Шаг кресел, мм	Количество мест
Базовый на 214 мест	Туристический	810	214
Смешанный на 196 мест	Первый	990	12
	Туристический	810	184
Смешанный на 174-191 мест	Первый	990	12
	Бизнес-класс	960	25 – 17
	Туристический	810	137 – 162

Летно-технические характеристики

Максимальная взлетная масса	93.500 кг
Максимальная коммерческая нагрузка	21.000 кг
Масса снаряженного самолета	56.500 кг
Масса топлива при полной заправке	24.000 кг
Максимальная посадочная масса	86.000 кг
Размах крыла	42 м
Длина самолета	46 м
Высота самолета	13,9 м
Колея шасси	7,8 м
База шасси	17 м
Высота фюзеляжа	4,1 м
Ширина фюзеляжа	3,8 м

Крейсерская скорость	810-850 км/ч
Длина разбега	1230 м
Длина пробега	850 м
Скорость захода на посадку	245 км/ч
Дальность полета:	
с максимальной коммерческой нагрузкой	2500 км
с коммерческой нагрузкой 13000 кг	4600 км
Назначенный ресурс планера	45.000 летн. ч.
.....	или 20.000 полетов,
.....	или 20 лет экспл.

4.1.1. Конструкция планера

Фюзеляж представляет собой полумонокк овалного сечения. Носовая и средняя части герметичны. В носу размещается кабина экипажа, а также антенна радиолокатора и ниша передней опоры шасси. Остекление кабины экипажа выполнено стеклами двойной кривизны. В средней части фюзеляжа размещены пассажирские салоны, багажные помещения (под полом), ниши главных опор шасси и оборудование, которое должно находиться в герметичном помещении. За гермокабиной расположена хвостовая часть фюзеляжа, к которой крепятся киль, стабилизатор, а внутри размещены ВСУ и агрегаты системы управления.

В гермокабине имеются восемь дверей: две пассажирские, две служебные и четыре аварийные. Все двери пробкового типа, открываются наружу. Два багажно-грузовых отсека имеют двери пробкового типа. В полубагажно-грузовых отсеках имеется система роликов для контейнерной загрузки.

Крыло состоит из трех частей: центроплана и двух отъемных частей (ОЧК). Конструктивно-силовая часть крыла - кессонной конструкции двухлонжеронной схемы. Кессон ОЧК по размаху разделен на шесть заполняемых топливом герметичных отсеков. Спереди к кессону ОЧК прикреплены носки и элементы выдвижных предкрылков. В задней части крыла находятся его хвостовые отсеки, с элементами крепления главных опор шасси, закрылков, интерцентров, элеронов, гасителей подъемной силы крыла (для краткости в дальнейшем – воздушные тормоза ВТ). Гондолы двигателей установлены на пилонах под крылом.

Горизонтальное оперение - состоит из подвижного стабилизатора и двухсекционного руля высоты.

Вертикальное оперение - состоит из киля и двухсекционного руля направления.

Шасси самолета - трехопорной схемы с передней опорой. Уборка основных опор производится вбок к оси самолета в отсеки, расположенные под полом фюзеляжа; уборка передней опоры – вперед по полету в нишу под полом кабины экипажа. Основная опора снабжена двухкамерным амортизатором, разгруженным от изгибающих моментов. На тележке главной опоры установлено четыре тормозных колеса с размерами 1070 × 390 мм. Тормоза имеют две независимые группы тормозных цилиндров, работающих от разных гидросистем. После посадки тормоза обдуваются вентиляторами, включаемыми на пробеге.

Тормозная система работает от двух каналов – основного и резервного. Переход на резервный канал происходит автоматически при падении тормозного давления. Колеса основных опор автоматически затормаживаются при уборке. При прерванном взлете автоматически включается форсированный режим торможения.

Передняя опора с однокамерным амортизатором и рулежно-демпфирующим механизмом реечного типа снабжена двумя колесами с размерами 840 × 290 мм. Электродистанционная система управления поворотом передних колес обеспечивает их разворот вокруг оси опоры на углы $\pm 10^\circ$ и $\pm 70^\circ$ с помощью рулежных рукояток. Система имеет два независимых контура с автономным электро- и гидроснабжением и два реечных гидроцилиндра.

4.1.2. Силовая установка

Двигатель ПС-90А - двухконтурный, турбовентиляторный, двухвальный с большой степенью двухконтурности и смешением потоков, с общим реактивным соплом с реверсом тяги. Двигатель имеет систему управления радиальными зазорами компрессора и турбины. Конструктивно двигатель выполнен из 11 модулей. В эксплуатации возможна замена отдельных частей модулей и наиболее повреждаемых деталей – лопаток вентилятора, жаровых труб, форсунок и др. Модульная конструкция с развитой системой диагностики и высокой контролепригодностью обеспечивает эксплуатацию двигателя по техническому состоянию.

Управление двигателем производится рычагами управления двигателями (РУД), установленными на центральном пульте пилотов. Включение и выключение реверса тяги производится рычагами управления реверсом, установленными на РУД. Установленная на двигателе электронно-гидравлическая система автоматического регулирования обеспечивает оптимальное регулирование основных параметров двигателя на всех режимах полета. Кроме того, система выдает информацию на средства индикации и регистрации параметров двигателя.

Вспомогательная силовая установка с двигателем ТА-12-60, размещенная в хвостовой части фюзеляжа, обеспечивает:

- запуск двигателей;
- проверку работоспособности бортовых систем и управления самолетом без аэродромного питания;
- работу системы кондиционирования гермокабины при стоянке самолета, рулении и на взлете до высоты 500 м;
- электроснабжение переменным током при неработающих генераторах двигателей в полете на высотах до 9000 м.

4.1.3. Системы самолета

Система управления самолетом. Электродистанционная система управления самолетом обеспечивает штурвальное, а во взаимодействии с пилотажно-навигационным оборудованием – совмещенное и автоматическое управление отклонением аэродинамических рулевых поверхностей, выполняя при этом следующие функции:

- формирование управляющих сигналов от рычагов управления и балансировки самолета;
- отклонение рулевых поверхностей самолета по электрическим сигналам вычислительных устройств, преобразующих сигналы датчиков положения рычагов управления, датчиков параметров движения самолета, переключателей балансировки, а также по сигналам вычислительной системы управления полетом;
- автоматическое ограничение выхода на предельные режимы полета, а также предупреждение экипажа о выходе за пределы основных эксплуатационных режимов.

Гидропитание агрегатов системы управления рулями производится от трех бортовых гидросистем. При отказе двух гидросистем может быть утрачено управление одним из элеронов или интерцепторами. Электропитание агрегатов системы управления рулями производится от основной системы электроснабжения переменного тока и резервных систем переменного и постоянного тока. Надежность и резервирование составных частей системы управления рулями обеспечивают практическую безотказность управления самолетом. Основной контур управления сохраняет работоспособность при любом одиночном отказе, при двух последовательных отказах - он замещается резервным контуром.

Система управления механизацией крыла обеспечивает:

- совместное управление закрылками и предкрылками от одной рукоятки в основном режиме управления;
- автоматическую коррекцию выпуска и уборки закрылков, а также их остановку в основном режиме управления;
- раздельное управление закрылками и предкрылками от переключателей в резервном режиме управления;
- автоматическое стопорение закрылков и предкрылков при возникновении асимметрии в положении левых и правых поверхностей.

Закрылки и предкрылки отдельно управляются своей механической системой, которая имеет централизованный силовой двухканальный привод с двумя гидромоторами, подключенными к разным гидросистемам. Управление приводом осуществляется дистанционно по двум независимым электрическим каналам. При отказе одной гидросистемы или одного электрического канала управления механическая система сохраняет работоспособность; при этом скорость перемещения закрылков и предкрылков уменьшается вдвое. Закрылки и предкрылки перемещаются шариковыми винтовыми подъемниками, соединенными с приводом жесткой трансмиссией. Оперативная проверка исправности системы и определение места неисправности обеспечиваются средствами встроенного контроля.

Гидравлическая система самолета, состоящая из трех независимых систем, обеспечивает работу следующих потребителей:

- системы управления самолетом;
- системы управления механизацией крыла;
- системы уборки и выпуска шасси (уборка от одной гидросистемы);
- тормозной системы самолета;
- системы управления поворотом передних колес (от двух гидросистем).

Номинальное давление в гидросистеме 21 МПа. Рабочая жидкость – негорючая жидкость НГЖ-4. Для наддува гидробаков используется азот с высокой чистотой, что обеспечивает чистоту рабочей жидкости. При нормальной работе давление в гидросистеме создается четырьмя насосами переменной подачи с приводом от двигателей. Для создания давления при отказах основных насосов и при наземных отработках каждая система имеет электрическую насосную станцию. Кроме того, в первой гидросистеме установлен насос с приводом от воздушной турбины, которая выпускается во внешний поток при отказе двух двигателей, что обеспечивает аварийный выпуск шасси и управление самолетом. Применение во второй гидросистеме двух насосов с приводом от разных двигателей обеспечивает уборку шасси в случае продолженного взлета при отказе одного двигателя.

4.2. Система управления самолетом

Система управления самолетом включает систему управления рулями и систему управления механизацией крыла. Предусмотрены режимы штурвального, совмещенного и автоматического управления самолетом.

Рулевые поверхности и органы механизации крыла показаны на рис. 4.2.

Система управления рулями предназначена для управления и балансировки самолета по крену, курсу и тангажу посредством отклонения аэродинамических поверхностей - рулей высоты и направления, стабилизатора, элеронов и интерцепторов, а также воздушных тормозов (гасителей подъемной силы крыла).

Система управления рулями обеспечивает:

формирование управляющих сигналов при штурвальном управлении воздействием пилотов на командные рычаги управления;

отклонение рулевых поверхностей как при работающей, так и при отключенной автоматической системе штурвального управления - АСШУ-204;

преодоление действующих на рулевые поверхности аэродинамических и инерционных нагрузок.

Система управления механизацией крыла предназначена для увеличения несущей способности крыла на взлете и посадке посредством отклонения закрылков и предкрылков на заданные углы.

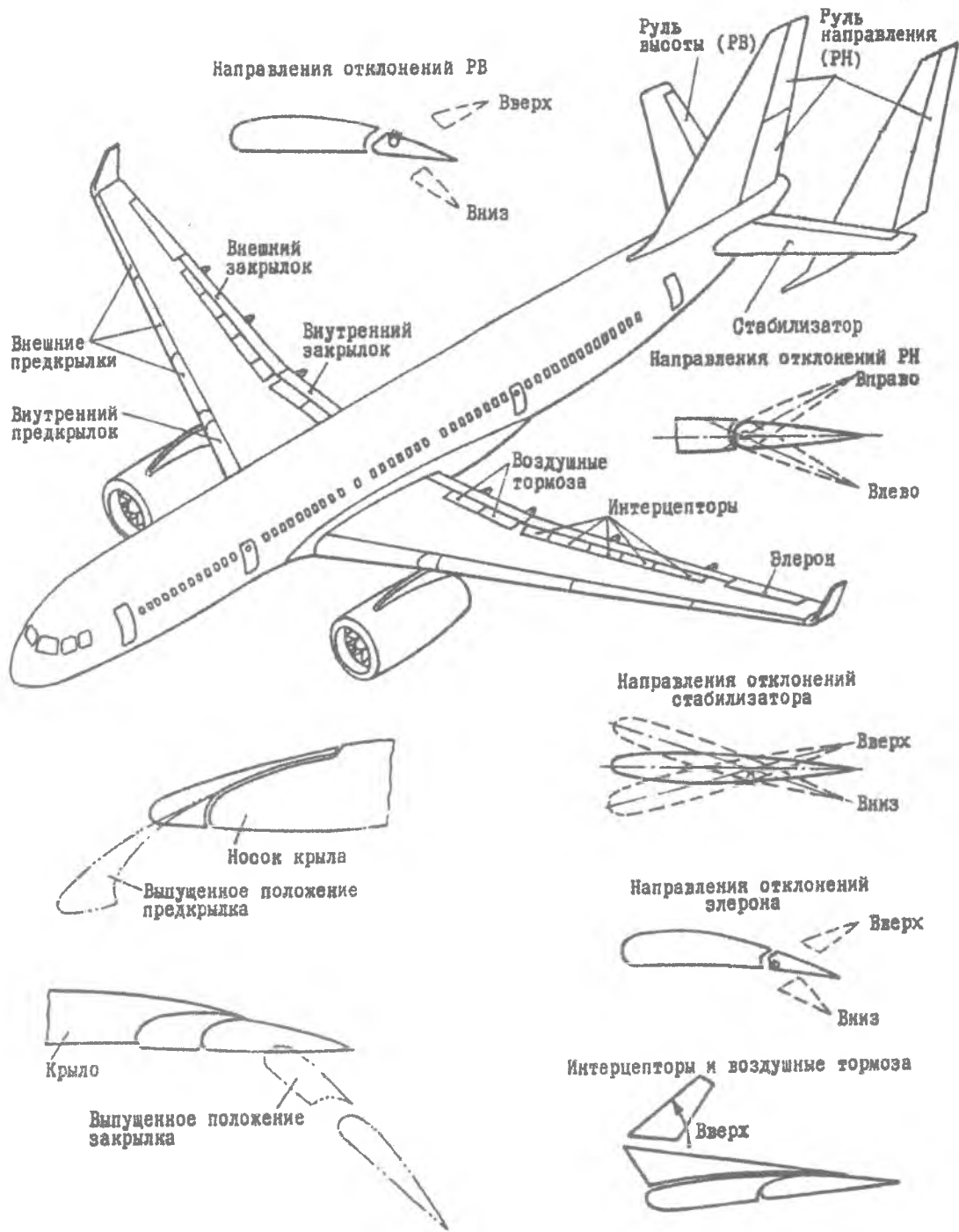


Рис. 4.2. Схема размещения поверхностей управления самолетом

4.2.1. Управление рулями

Отклонение рулевых поверхностей обеспечивается управляющими сигналами пилотов и автоматической системы АСШУ, работающей на базе вычислительной системы управления полетом ВСУП-85-2.

В режиме штурвального управления система АСШУ отключена и самолет управляется пилотами.

В режиме совмещенного управления сигналы пилотов корректируются с целью улучшения характеристик устойчивости и управляемости самолета.

В режиме автоматического управления самолет полностью управляется АСШУ по сигналам ВСУП-85-2.

Система управления рулями подразделяется на системы:

- 1) управления элеронами;
- 2) управления рулем направления;
- 3) управления рулем высоты;
- 4) управления стабилизатором;
- 5) управления интерцепторами и воздушными тормозами.

Элероны обеспечивают поперечное управление и балансировку, руль направления – путевое управление и балансировку, руль высоты обеспечивает продольное управление, а стабилизатор – продольную балансировку. Интерцепторы обеспечивают поперечное управление и торможение в полете при снижении, а воздушные тормоза – торможение при пробеге на земле.

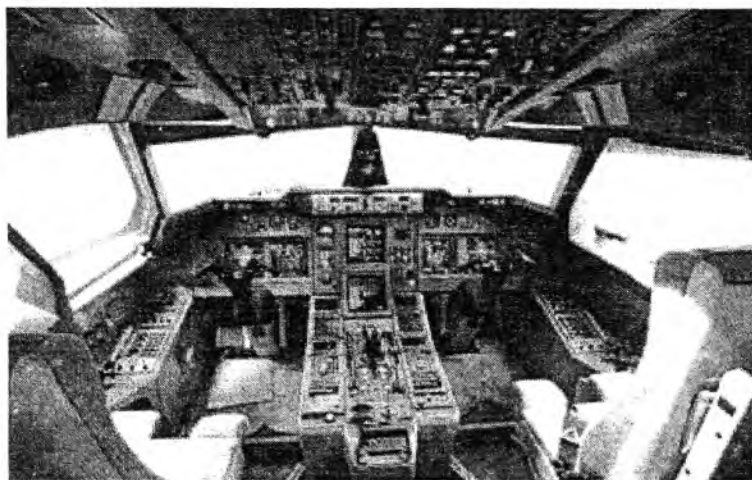


Рис. 4.3. Кабина экипажа

Органы управления и оборудование для индикации и контроля работы системы, расположенные в кабине экипажа, показаны на рис. 4.3 и рис. 4.4.

Система управления рулями имеет следующие контуры управления:

- а) основной электродистанционный;
- б) резервный электродистанционный;
- в) аварийный электродистанционный;
- г) аварийный механический.

Штурвальное управление по тангажу и крену осуществляется от миништурвалов, а по курсу – от педалей с преодолением во всех каналах усилий пружинных загрузочных устройств. Миништурвалы и педали левого и правого пультов управления связаны между собой механической проводкой управления, включающей пружинные тяги, которые обеспечивают возможность управления одному из пилотов при заклинивании миништурвала или педалей другого пилота. Несимметричное отклонение интерцепторов при управлении по крену происходит при отклонении миништурвалов более чем на 35 мм влево или вправо.

Симметричный выпуск интерцепторов для торможения в полете и при снижении осуществляется при перемещении рукоятки ИНТЕРЦЕПТОРЫ, расположенной на среднем пульте пилотов. При превышении скорости V_{\max} , симметричный выпуск интерцепторов происходит автоматически. Симметричный выпуск интерцепторов и воздушных тормозов для торможения при пробеге на земле осуществляется автоматически при обжатию опор шасси и установке РУД на режим МАЛЫЙ ГАЗ. После снижения скорости пробега до величины менее 100 км/ч интерцепторы автоматически убираются. При отказе автоматического выпуска интерцепторов и воздушных тормозов при пробеге симметричный выпуск интерцепторов выполняется от рукоятки ИНТЕРЦЕПТОРЫ.

Балансировка по тангажу осуществляется автоматическим отклонением стабилизатора по сиг-

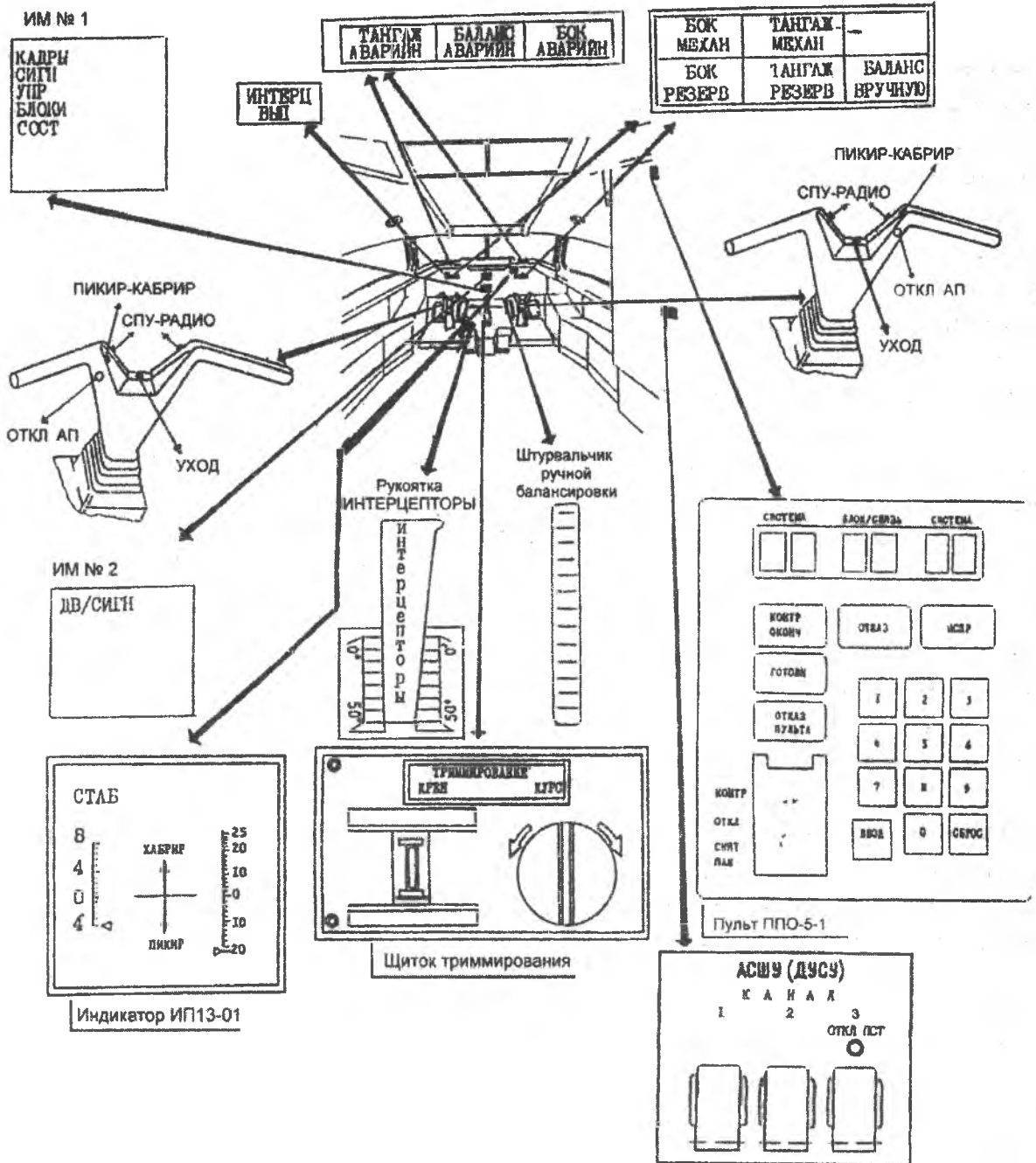


Рис. 4.4. Органы управления и контроля в кабине экипажа

налам АСШУ. Стабилизатор может отклоняться пилотами от штурвальчика ручной балансировки (ШРБ) при приложении к нему повышенных усилий.

Балансировка по крену и по курсу осуществляется от переключателей ТРИММИРОВАНИЕ КРЕН и ТРИММИРОВАНИЕ КУРС на щитке среднего пульта пилотов.

Работа **основного электродистанционного контура управления** обеспечивается основным **цифровым** контуром АСШУ, системами дистанционного управления СДУ-6 (элероны, интерцепторы, руль направления, руль высоты), рулевыми приводами РП95 (элероны, руль высоты, интерцепторы, воздушные тормоза), РП96 (руль направления), РП94 (стабилизатор), приводом автоматической балансировки (ПАБ-204).

Загрузка миништурвалов и педалей осуществляется пропорционально их перемещению из нейтрального положения. Снятие усилий загрузки миништурвалов в тангаже обеспечивается автоматически отклонением стабилизатора в балансировочное положение с установкой миништурвалов

и руля высоты в нейтральное положение. Снятие усилий загрузки для миништурвалов в крене и педалей обеспечивается заменой сигналов отклонения элеронов и руля направления от миништурвалов и педалей на сигналы от переключателей их триммирования. Для ограничения хода миништурвалов в тангаже при перемещении их на себя установлен дополнительный пружинный загрузчик, а при их перемещении от себя – «упругий упор». Их подключение характеризуется появлением «ступеньки» по усилию величиной 15 даН и увеличением градиента загрузки вдвое. Диапазон подключения дополнительного загрузчика меняется автоматически по сигналам АСШУ в зависимости от режима полета. Ограничение отклонения руля направления в зависимости от режимов полета обеспечивается автоматически.

При автоматическом управлении увеличиваются усилия страгивания миништурвалов за счет автоматического подключения к ним пружинных загрузчиков электромагнитами ЭМТ-369.

При штурвальном управлении автоматически обеспечивается парирование момента рыскания при отказе одного двигателя, парирование продольного момента при изменении тяги двигателей и компенсация провала самолета по тангажу при управлении по крену.

Регулировка педалей по росту летчика осуществляется ручками на пультах ножного управления.

Отработка сигналов ВСУП и сигналов автоматической балансировки осуществляется через АСШУ при неподвижных миништурвалах и педалях.

Переход с автоматического на штурвальное управление осуществляется автоматически при отклонении миништурвалов или педалей из нейтрального положения, а также от кнопок ОТКЛ АП на миништурвалах или на пульте ПУ-56.

При переходе на аварийное электропитание работоспособность системы управления рулями сохраняется.

При отказе основного цифрового контура управления происходит автоматический переход на управление рулями через **резервный электродистанционный контур управления**. Его работа обеспечивается резервным **аналоговым** контуром АСШУ, СДУ и рулевыми приводами рулей.

Штурвальное управление через резервный контур имеет следующие отличия от штурвального управления через основной контур:

- а) не обеспечивается балансировка по крену и по курсу от переключателей триммирования;
- б) не обеспечивается автоматическое изменение диапазона подключения дополнительного загрузчика тангажа;
- в) не обеспечивается режим автоматического управления.

При последовательном отказе основного цифрового и резервного аналогового контуров АСШУ происходит автоматический переход на управление рулем высоты, рулем направления и элеронами через **аварийный электродистанционный контур управления**. Переход на управление через аварийный электродистанционный контур в каналах управления интерцепторами и стабилизатором осуществляется автоматически при отказе основного цифрового контура АСШУ. Управление рулями, элеронами и интерцепторами обеспечивается работой СДУ и соответствующими рулевыми приводами.

Штурвальное управление через аварийный контур имеет следующие отличия от штурвального управления через резервный контур управления:

- а) интерцепторы отклоняются по крену при перемещении миништурвалов из нейтрального положения (при закрылках, убранных на угол менее 26^0);
- б) не обеспечивается выпуск воздушных тормозов, а симметричный выпуск интерцепторов в полете и при пробеге возможен только от рукоятки **ИНТЕРЦЕПТОРЫ**;
- в) балансировка по тангажу осуществляется только вручную от переключателя балансировки **ПИКИР-КАБРИР**.

При полном отказе электродистанционного управления происходит автоматический переход на **аварийный механический контур управления**. Работа этого контура обеспечивается механической проводкой управления, связывающей пульты управления пилотов с рулевыми приводами.

ми РП96 (руль направления), РП95 (руль высоты, интерцепторы по крену), РП94 (стабилизатор) и вспомогательными рулевыми приводами РП97 (руль высоты, интерцепторы, руль направления).

Штурвальное управление через аварийный механический контур имеет следующие отличия от штурвального управления через аварийный электродистанционный контур:

а) не обеспечивается отклонение элеронов (они устанавливаются в нейтральное положение)

б) не обеспечивается балансировка по тангажу от переключателей ПИКИР-КАБРИР (балансировка по тангажу обеспечивается вращением ШРБ).

Максимальные ходы рычагов управления.

Миништурвал:

на себя -	100 мм;
от себя -	70 мм;
влево -	70 мм;
вправо -	70 мм.

Педали

вперед -	90 мм;
назад -	47 мм.

Рукоятка ИНТЕРЦЕПТОРЫ - 100 мм.

Штурвальчик ручной балансировки - 1100°.

Углы отклонения рулевых поверхностей приведены в табл. 4.1.

Таблица 4.1

Рулевые поверхности	Электродистанционный контур управления			Аварийный механический контур управления
	Основной	Резервный	Аварийный	
Элероны				
вверх	20°	20°	20°	-
вниз	25°	25°	25°	-
РН				
влево	6° (22°20')	6°45' (17°30')	6°	8° (10°)
вправо	6° (22°20')	6°45' (17°30')	6°	8° (10°)
РВ				
вверх	25° (15°)	12°30' (15°)	12°30'	не менее 12°
вниз	20° (19°)	8°45' (14°)	8°30'	не менее 5°
Стабилизатор				
вверх	7°40'	-	7°40'	8°5'
вниз	3°	-	3°	не менее 3°10'
Интерцепторы				
от миништурвалов	32° (9°)	-	25° (0°)	25°
от рукоятки	50°	-	50°	-
ИНТЕРЦЕПТОРЫ				
автоматич. вып.	50° (9°)	-	-	-
Воздушные тормоза	50°	-	-	-

В скобках указаны углы отклонения РН, РВ и интерцепторов при выпущенной механизации или при отключенной системе автоматики ВСУП.

В табл. 4.2 приведены углы отклонения рулевых поверхностей от переключателей триммирования и от ШРБ на земле.

Таблица 4.2

Переключатель/орган управл.		Элерон	РН	Стабилизатор
ПИКИР-КАБРИР	на себя	-	-	7°40'
	от себя	-	-	3°
ТРИММИРОВ. КРЕН	влево	12°	-	-
	вправо	12°	-	-
ТРИММИРОВ. КУРС	влево	-	12°	-
	вправо	-	12°	-
ШРБ	на себя	-	-	8°5'
	от себя	-	-	не менее 3°10'

Отклонение рулевых поверхностей обеспечивается электродистанционными системами управления (СДУ), в полный комплект которых входят:

- 1) управление элеронами – четыре СДУ с одним датчиком ДПР 45-01 положения левого миништурвала по крену;
- 2) управление РН – четыре СДУ с одним датчиком ДПР 45-01 положения педалей левого пульта;
- 3) управление РВ – четыре СДУ с одним датчиком ДПР 45-01 положения левого миништурвала по тангажу и одним ПАБ МРЗ;
- 4) управление стабилизатором – один ПАБ СТБ;
- 5) управление интерцепторами – четыре СДУ с одним датчиком ДПР 45-01 положения правого миништурвала по крену и с одним датчиком ДПР 45-01 положения рукоятки ИНТЕРЦЕПТОРЫ.

В комплект каждой СДУ входят:

- 1) блок управления и контроля БУК-17;
- 2) рулевой агрегат РА-86.

В комплект ПАБ входят:

- 1) два блока управления и контроля БУП ПАБ-204;
- 2) механизм балансировки МБ-204.

В состав проводки управления рулевой поверхностью входят:

- 1) пульты ручного и ножного управления;
- 2) штурвальчик ручной балансировки;
- 3) рукоятка ИНТЕРЦЕПТОРЫ;
- 4) переключатели триммирования;
- 5) датчики перемещений, формирующие управляющие сигналы и сигналы индикации и контроля;
- б) одноканальные рулевые приводы поступательного действия:
 - а) в управлении элеронами – шесть РП95;
 - б) в управлении РН – пять РП96-01 и один РП97;
 - в) в управлении РВ – шесть РП95 и один РП97;
 - г) в управлении стабилизатором – три РП94;
 - д) в управлении интерцепторами – двенадцать РП95 и один РП97;
 - е) в управлении ВТ – шесть РП95.
- 7) основные и дополнительные пружинные загрузатели миништурвалов и педалей;
- 8) пружинные тяги;
- 9) тросовая проводка с регуляторами натяжения тросов;
- 10) гермовыводы;
- 11) электромагниты ЭМТ-369.

Индикация и контроль работы системы управления осуществляются высвечиванием информации на контрольных индикаторах и светочувствительных табло на щитках и козырьке приборных панелей пилотов.

Гидропитание агрегатов системы управления осуществляется от трех гидросистем.

Электропитание агрегатов системы осуществляется от двух независимых сетей постоянного тока.

При полном отказе электродистанционного управления отклонение РН, РВ и интерцепторов (только по крену) осуществляется по механическим сигналам миништурвалов и педалей, передаваемым к рулевым приводам этих поверхностей через тросовую проводку и вспомогательные приводы РП97, автоматически включаемым в работу. Управление элеронами становится невозможным и они устанавливаются в нейтральное положение. Отклонение стабилизатора осуществляется по механическим сигналам от ШРБ, передаваемым к рулевым приводам через тросовую проводку.

4.2.2. Управление механизацией крыла

Механизация крыла предназначена для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета путем увеличения несущей способности крыла. Для этого на крыле устанавливаются закрылки и предкрылки.

Двухщелевые выдвигаемые закрылки состоят из двух внешних и двух внутренних секций на каждой половине крыла. Закрылки выдвигаются в направлении воздушного потока и в убранном положении образуют хвостовую часть крыла между элеронами и фюзеляжем. Управление закрылками осуществляется с помощью электродистанционной системы СП36 с электрогидравлическим рулевым приводом РП83-04.

Навеска закрылков на крыло осуществлена с помощью восьми механизмов закрылков, расположенных в управляемых подкрыльных балках, и двух торцевых опор, расположенных по бортам фюзеляжа. Перемещение закрылков осуществляется с помощью восьми подъемников, установленных в этих же балках.

В носовой части крыла установлены предкрылки, состоящие из одной секции внутреннего и трех секций внешнего предкрылка на каждой половине крыла. Предкрылки используются на режимах взлета, захода на посадку и при посадке, а также для устранения срыва потока на крыле при больших углах атаки. Система управления предкрылками электродистанционная с электрогидравлическим рулевым приводом РП84-01. Привод трансмиссией связан с винтовыми подъемниками всех секций предкрылка.

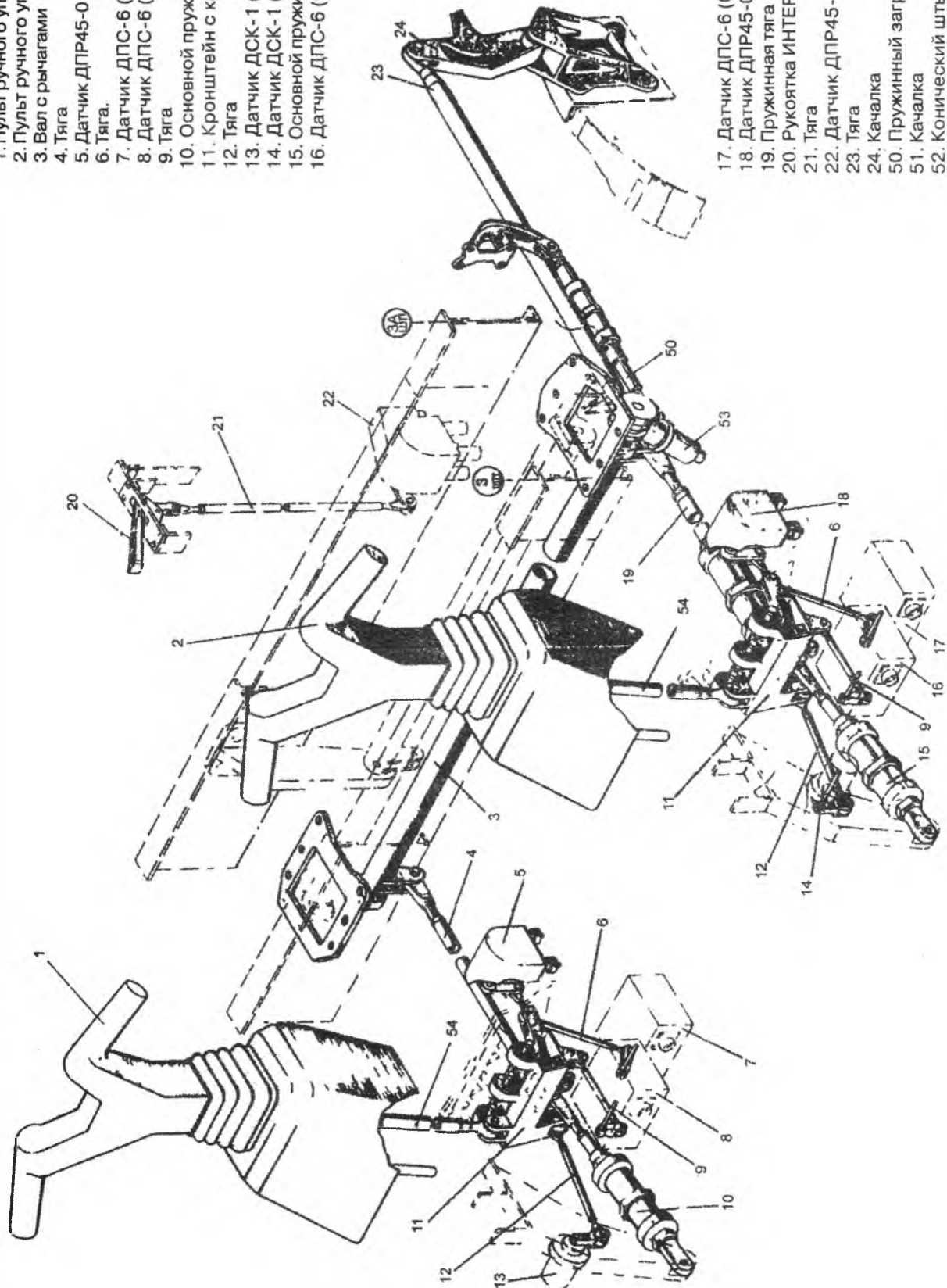
4.3. Система управления элеронами

Система управления элеронами с работающими цифровыми вычислителями АСШУ обеспечивает отклонение элеронов для поперечного управления и балансировки при штурвальном управлении самолетом пилотами и при автоматическом управлении по сигналам ВСУП. С работающими аналоговыми вычислителями АСШУ или с отключенной АСШУ обеспечивается только штурвальное управление элеронами.

Управление элеронами осуществляется перемещением влево или вправо миништурвалов, соединенных между собой механической проводкой, включающей кронштейны с качалками 11, вал с рычагами 3, жесткую тягу 4 и пружинную тягу 19. Пружинная тяга обеспечивает возможность отклонения миништурвала, пересиливая воздействие на другой миништурвал (рис. 4.5).

Загрузка миништурвалов при штурвальном управлении по крену осуществляется двумя основными пружинными загрузителями 10 и 15, подсоединенными к миништурвалам через качалки 11, и пружинной тягой 19 проводки управления интерцепторами. При автоматическом управлении по

1. Пульт ручного управления (правый)
2. Пульт ручного управления (левый)
3. Вал с рычагами
4. Тяга
5. Датчик ДПР45-01 (027.10-B 1)
6. Тяга.
7. Датчик ДПС-6 (022.50-B22)
8. Датчик ДПС-6 (022.50-B24)
9. Тяга
10. Основной пружинный загрузатель
11. Кронштейн с качалками
12. Тяга
13. Датчик ДСК-1 (027.48-B21)
14. Датчик ДСК-1 (027.48-B25)
15. Основной пружинный загрузатель
16. Датчик ДПС-6 (022.50-B23)



17. Датчик ДПС-6 (022.50-B21)
18. Датчик ДПР45-01 (027.10-B3)
19. Пружинная тяга
20. Рукоятка ИНТЕРЦЕПТОРЫ
21. Тяга
22. Датчик ДПР45-01 (027.10-B2)
23. Тяга
24. Качалка
50. Пружинный загрузатель
51. Качалка
52. Конический штырь (в ЭТМ-369)
53. Электромагнит ЭМТ-369 (144.22-A7)
54. Тяга

Рис. 4.5. Установка миништурвалов

крену с помощью электромагнита ЭМТ-369 (53) подключается дополнительный пружинный загрузчик 50, который увеличивает усилия страгивания миништурвалов по крену. К левому и правому миништурвалам присоединяются датчики перемещения ДПС-6, электрически связанные цифровыми вычислителями АСШУ, датчики ДПР-45-01 системы управления и контроля БУК-17 систем СДУ-6 и датчики ДСК-1 системы МСРП.

На среднем пульте пилотов установлен щиток триммирования с переключателями триммирования по крену.

Привод элеронов состоит из шести одноканальных гидромеханических необратимых рулевых приводов поступательного действия РП95 (по три на каждый элерон), четырех электродистанционных систем управления СДУ-6 (по две на элерон) и механической проводки управления, связывающей рулевые приводы РП95 с рулевыми агрегатами РА86 (из состава СДУ-6) и с центрирующими пружинными тягами 28,45 (рис. 4.6).

Нормальная работа. Отклонение элеронов при штурвальном и автоматическом управлении осуществляется через основной электродистанционный контур управления по управляющим сигналам из цифровых вычислителей АСШУ, которые поступают в блоки БУК-17 и обрабатываются рулевыми агрегатами РА86 элеронов. Эти агрегаты осуществляют механическое управление рулевыми приводами РП95 элеронов. Сигналы перемещения миништурвалов от датчиков ДПС-6 поступают в цифровые вычислительные АСШУ. Сигналы поперечной балансировки поступают в цифровые вычислители АСШУ с переключателей триммирования при повороте их влево и вправо до упора.

Работа при отказах. При отказах цифровых вычислителей АСШУ осуществляется автоматическое переключение на работу через резервный электродистанционный контур управления. Отклонение элеронов при автоматическом управлении по сигналам ВСУП не обеспечивается.

Штурвальное управление через резервный контур осуществляется по управляющим сигналам аналоговых вычислителей АСШУ и по сигналам с датчика ДПР45-01 миништурвала левого пилота, поступающим в БУК-17. Отклонение элеронов от переключателей триммирования не обеспечивается.

При последовательных отказах цифровых и аналоговых вычислителей АСШУ происходит автоматическое переключение в системах СДУ-6 элеронов на работу через аварийный электродистанционный контур управления элеронов. В этом случае отклонение элеронов осуществляется по управляющим сигналам датчика ДПР45-01 левого пилота, поступающим в блоки БУК-17.

Отклонение элеронов от переключателей триммирования не обеспечивается.

При отказе двух систем СДУ-6 или при отказе 1 и 2 гидросистем на правом крыле или 1 и 3 – на левом крыле пружинные тяги 45 или 28 устанавливают соответствующий элерон в положение $\delta = 1,5^\circ$ от нейтрали вниз.

При отказе одной любой системы СДУ-6 элеронов или двух систем СДУ-6 элеронов на разных крыльях, или при отказе одной любой гидросистемы, или 2 и 3 гидросистемы отклонение элеронов обеспечивается через любой работающий контур управления элеронов.

4.3.1. Пульт ручного управления

Левый и правый пульта ручного управления расположены перед креслами пилотов и предназначены для формирования сигналов управления рулем высоты, элеронами и интерцепторами (по крену).

Пульт ручного управления состоит из миништурвала 1 (рис. 4.7), карданного узла 8, резинового чехла 7, кожуха 6 и кронштейна карданного узла, к которому крепится тяга управления элеронами и интерцепторами.

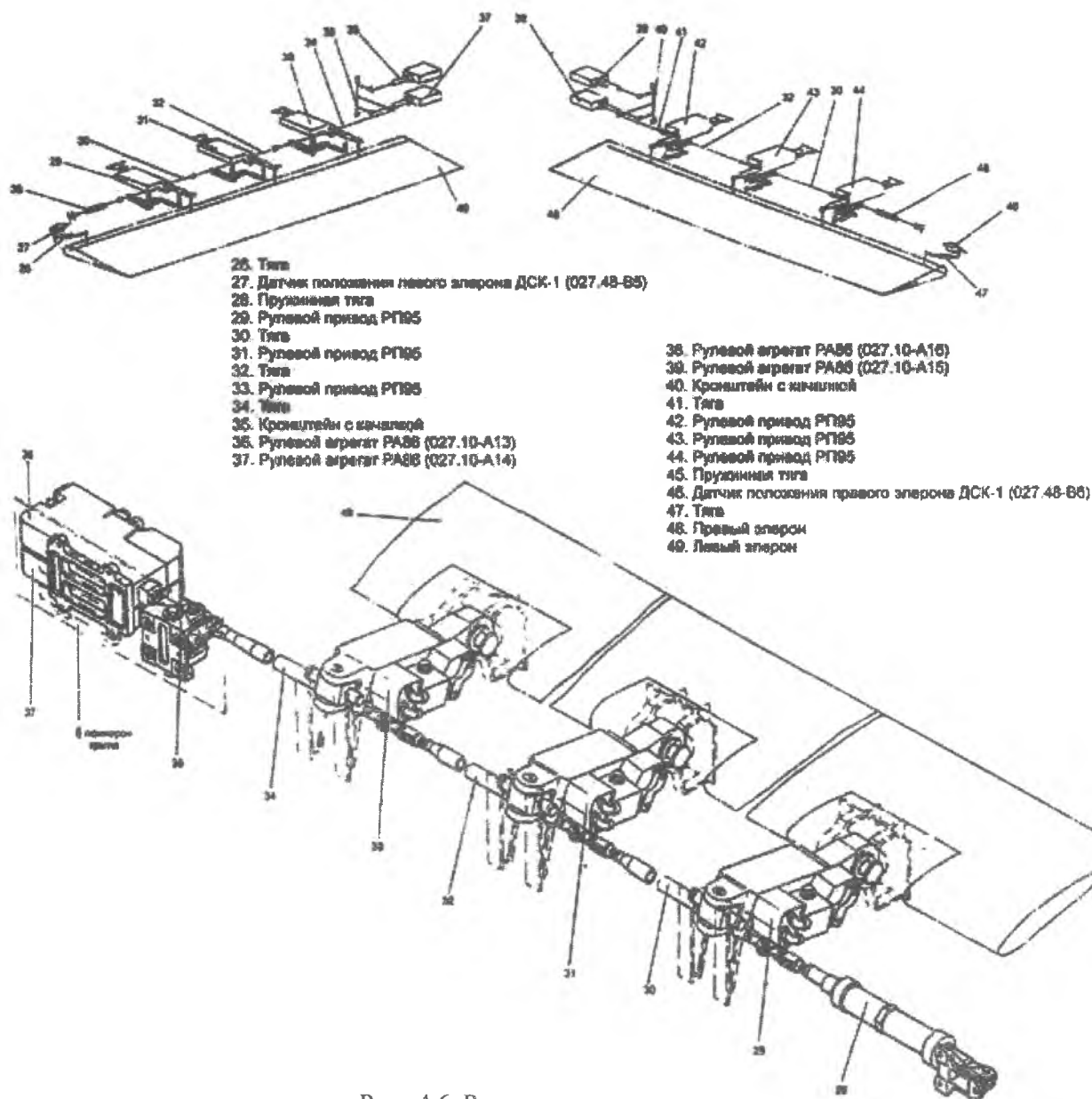


Рис. 4.6. Рулевые приводы элеронов

В корневой части левой рукоятки левого и правой рукоятки правого миништурвалов установлены двухклавишные переключатели ПИКИР-КАБРИР (11) ручной балансировки по тангажу, а на обоих рогах миништурвалов – переключатели СПУ – РАДИО (9).

На правом роге правого и левом роге левого миништурвалов установлены кнопки ОТКЛ АП (10) для быстрого отключения автоматического управления.

Между рогами штурвалов установлены кнопки УХОД (12) для включения автоматического режима «уход на второй круг».

При отклонении миништурвала «на себя» и «от себя» перемещается тяга системы управления рулем высоты. При отклонении миништурвала влево и вправо перемещается тяга системы управления элеронами и интерцепторами. При комбинации этих отклонений перемещаются обе тяги.

Клавиши ПИКИР-КАБРИР обеспечивают ручную балансировку по тангажу. При снятии усилий с клавиши они возвращаются в нейтральное положение.

Переключатель СПУ-РАДИО обеспечивает включение самолетного переговорного устройства или канала радио.

4.3.2. Основной пружинный загрузчик

Основной пружинный загрузчик в канале крена предназначен для создания загрузки миништурвалов при управлении по крену.

Характеристика загрузчика показана на рис. 4.8.

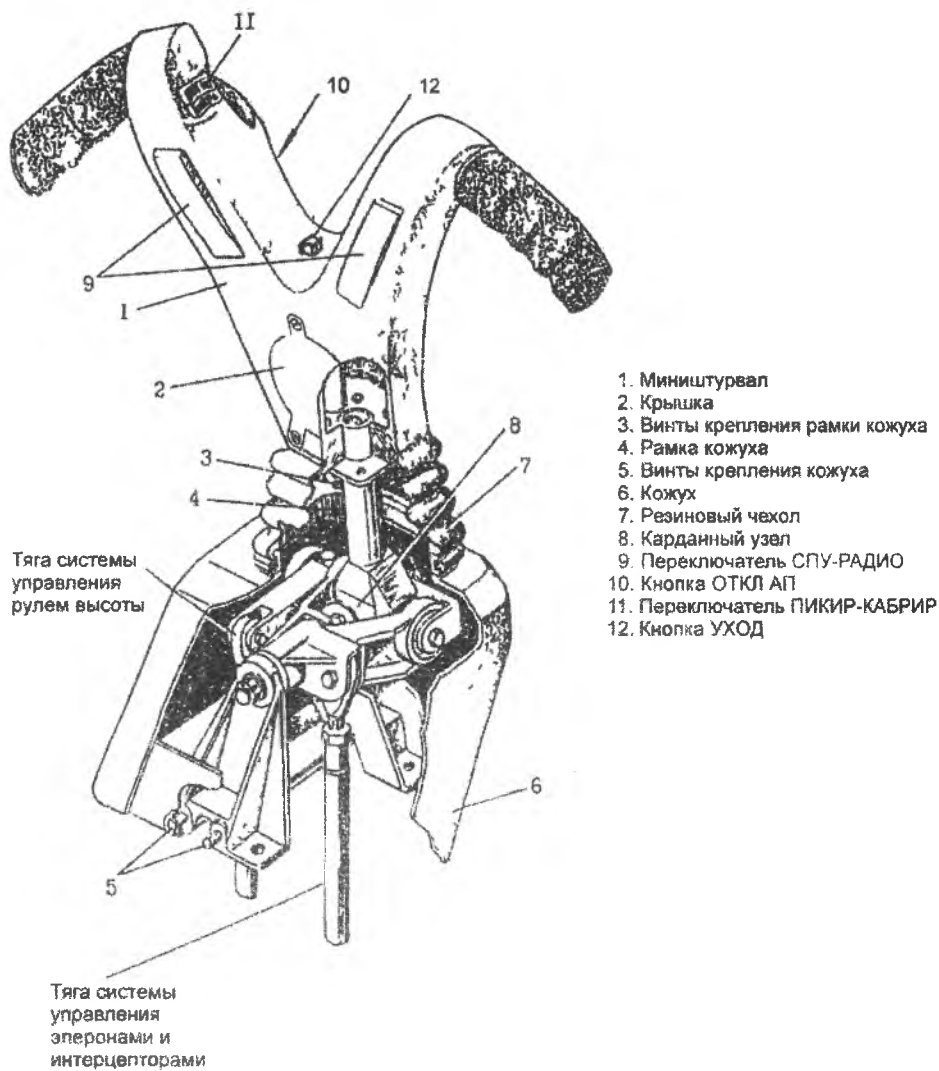


Рис. 4.7. Пульт ручного управления

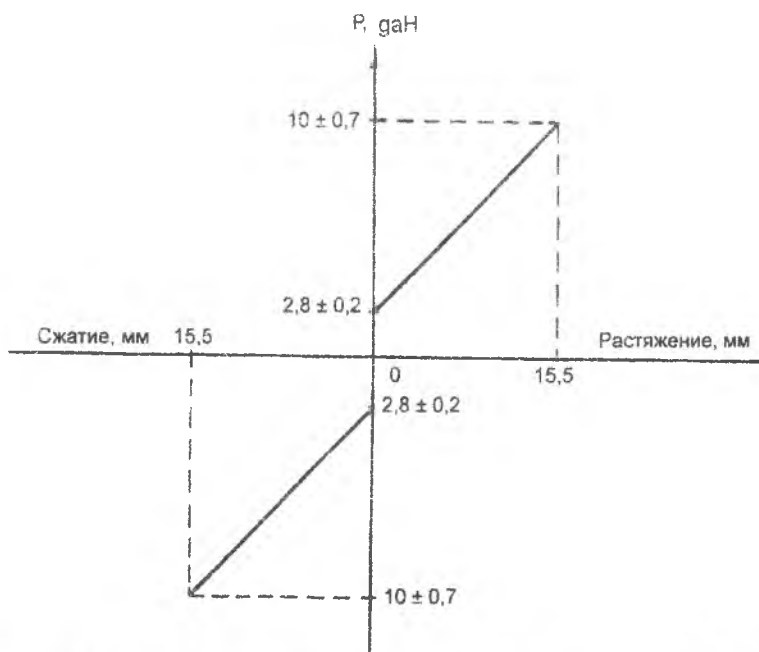


Рис. 4.8. Характеристика основного пружинного загрузителя

Конструкция основного загрузителя аналогична конструкции пружинной тяги.

4.3.3. Пружинная тяга в канале крена

Пружинная тяга предназначена для обеспечения возможности управления по крену одним миништурвалом с пересиливанием воздействия на другой миништурвал.

Конструкция пружинной тяги показана на рис. 4.9.

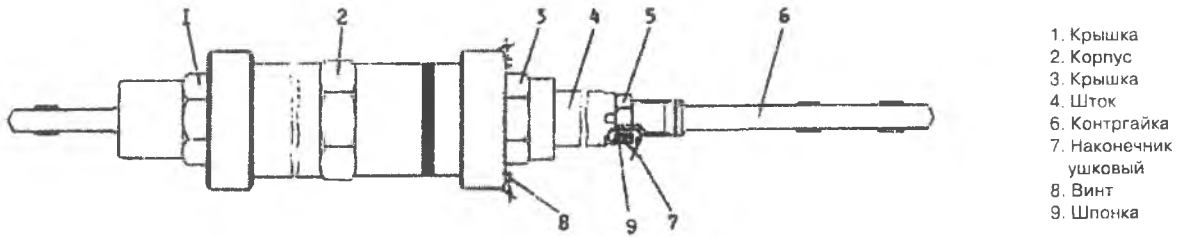


Рис. 4.9. Пружинная тяга

На цилиндрический корпус 2 накруты крышка с ушком 1 и крышка с сальником 3, которая зафиксирована двумя винтами 8. Внутри корпуса находится пружина, надетая на шток 4. Во внутреннюю резьбу штока ввернут ушковый наконечник 6, законтренный гайкой 5, надетой на контрольную шпонку 9.

Растяжение и сжатие тяги обеспечивается сжатием пружины.

График работы пружинной тяги представлен на рис. 4.10.

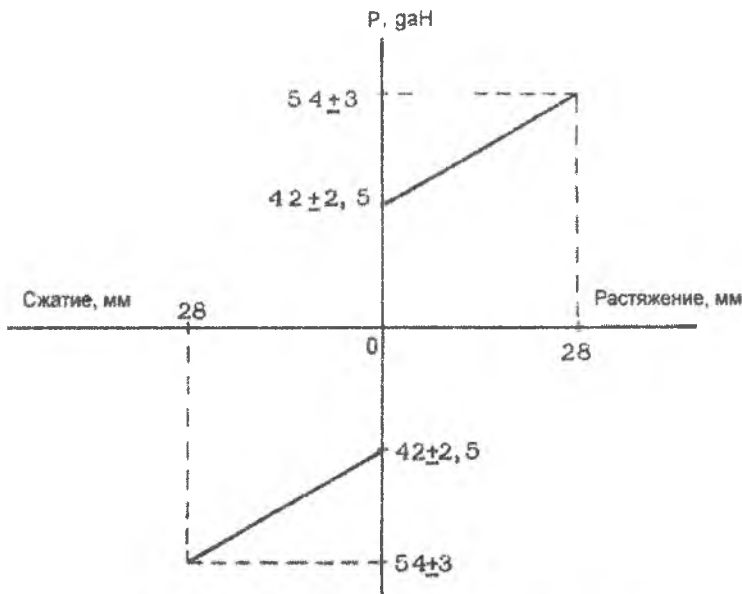


Рис. 4.10. Характеристика пружинной тяги

4.4. Система управления интерцепторами и воздушными тормозами

Система управления интерцепторами и воздушными тормозами с работающими цифровыми вычислителями АСШУ обеспечивает несимметричное отклонение интерцепторов для поперечного управления, симметричный выпуск интерцепторов для торможения в полете при снижении и при пробеге на земле, а также отклонение воздушных тормозов для торможения при пробеге как при штурвальном управлении самолетом пилотами, так и при автоматическом управлении полетом по сигналам ВСУП.

При работе аналоговых вычислителей АСШУ или с отключенной АСШУ эта система обеспечивает отклонение интерцепторов для поперечного управления, а также симметричный выпуск интерцепторов для торможения в полете при снижении и при пробеге на земле только при штурвальном управлении пилотами.

При полете со всеми отключенными СДУ-6 обеспечивается отклонение интерцепторов для поперечного управления только при штурвальном управлении пилотами.

Основной электродистанционный контур управления обеспечивает работу данной системы с цифровыми вычислителями АСШУ.

Аварийный электродистанционный контур управления обеспечивает работу системы с участием СДУ-6 интерцепторов независимо от участия аналоговых вычислителей АСШУ в управлении.

Аварийный механический контур управления обеспечивает работу интерцепторов и воздушных тормозов с выключенными СДУ-6 элеронов.

Переход на аварийный электродистанционный контур происходит автоматически при отказе соответствующих цифровых вычислителей АСШУ.

Переход на аварийный механический контур происходит автоматически при отказе всех систем СДУ-6.

Управление интерцепторами по крену обеспечивается отклонением миништурвалов. Датчик ДПР45-1 перемещения миништурвалов соединен с правым миништурвалом (в системе управления элеронов аналогичный датчик связан с левым миништурвалом).

Симметричный выпуск интерцепторов в воздухе производится при перемещении рукоятки ИНТЕРЦЕПТОРЫ по сигналам связанного с этой рукояткой датчика ДПР45-1.

Привод интерцепторов и воздушных тормозов состоит из шести одноканальных гидромеханических необратимых рулевых приводов РП95 воздушных тормозов (по три на левой и правой частях крыла), из двенадцати таких же приводов интерцепторов (по шесть на каждой части крыла), четырех СДУ-6 (по две на каждое крыло), четырех агрегатов отключения АО-2 (по два слева и справа) и механической проводки, связывающей рулевые агрегаты РА86 интерцепторов с рулевыми приводами интерцепторов и воздушных тормозов (рис. 4.11).

Одна из четырех СДУ-6 комплектуется датчиком ДПР45-01, входящим в состав органов управления интерцепторами.

Связь рулевых агрегатов 26, 27 (85, 86) с рулевыми приводами РП95 осуществляется через механическую проводку, состоящую из тандерных тяг, пружинных тяг и качалок (рис. 4.11, рис. 4.12).

На качалках предусмотрены регулируемые упоры убранного положения интерцепторов и нерегулируемые упоры их выпущенного положения.

Индикация положения интерцепторов и воздушных тормозов на экране КИСС (комплексной информационной системы сигнализации) осуществляется по сигналам, сформированным в шести датчиках ДСК-1 – по два датчика на интерцепторах и одному – на воздушных тормозах в каждой части крыла.

При работе аварийного механического контура управление интерцепторами по крену осуществляется по механическим сигналам с миништурвалов, передаваемым к рулевым приводам РП95 интерцепторов через тросовую проводку управления и вспомогательный привод РП97 интерцепторов. В тросовую проводку управления включены регуляторы натяжения тросов (рис. 4.13), пружинные тяги и гермовыводы.

Описание устройства регулятора натяжения тросов дано в разделе «Управление рулем направления».

При работе основного электродистанционного контура управления интерцепторов и тормозов симметричный выпуск интерцепторов при превышении скорости $V_{\max \text{э}}$ осуществляется автоматически по сигналам из цифровых вычислителей АСШУ. От этих же вычислителей при обжати основных опор шасси происходит симметричный выпуск интерцепторов и воздушных тормозов при установке РУД на режим «МАЛЫЙ ГАЗ». Автоматы отключения АО-2 в этом случае обеспечивают механическое подключение выходных звеньев РА86 к входным звеньям РП95.

Загрузка миништурвалов по крену описана в разделе «Система управления элеронами».

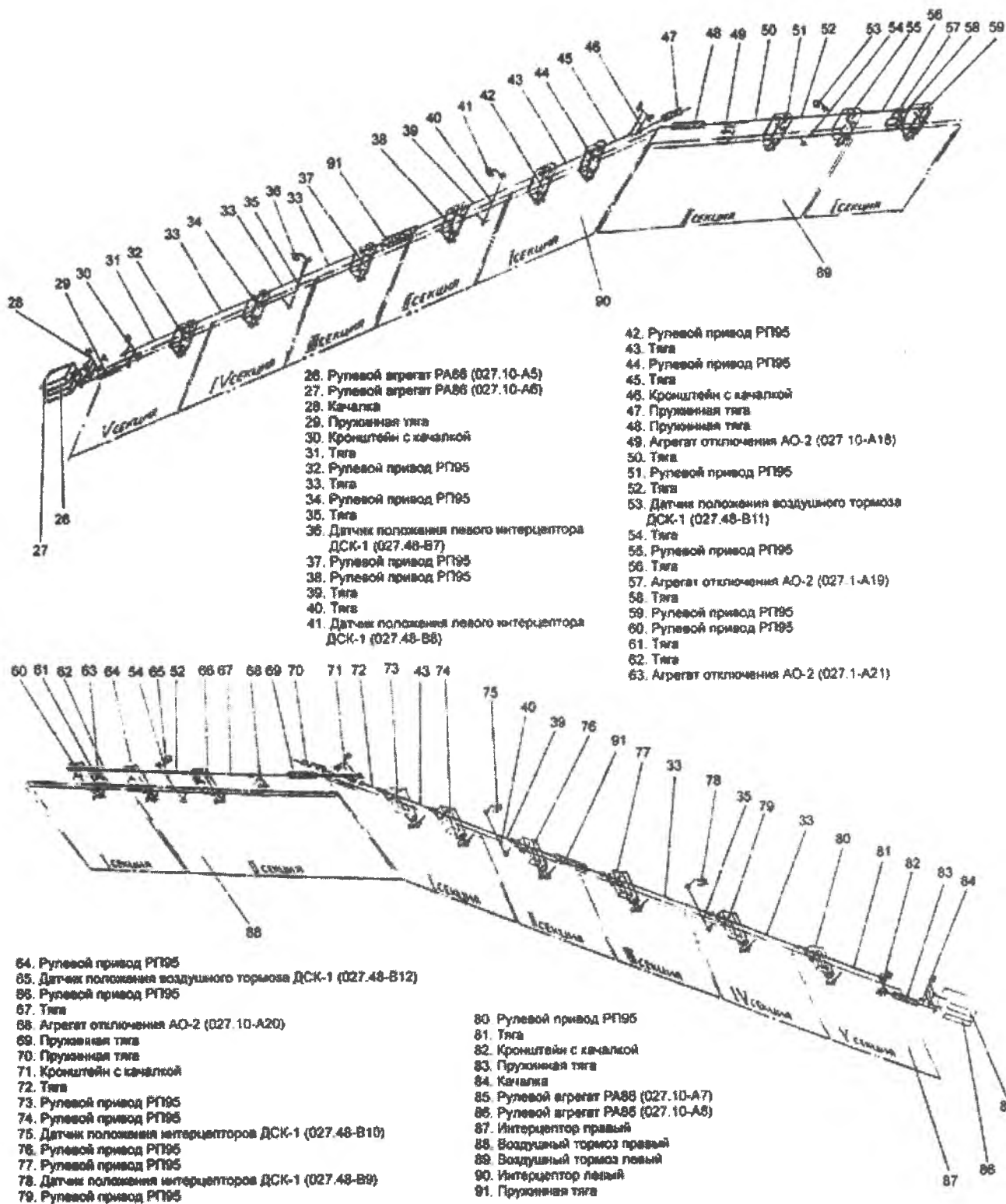


Рис. 4.11. Система управления интерцепторами и ВТ

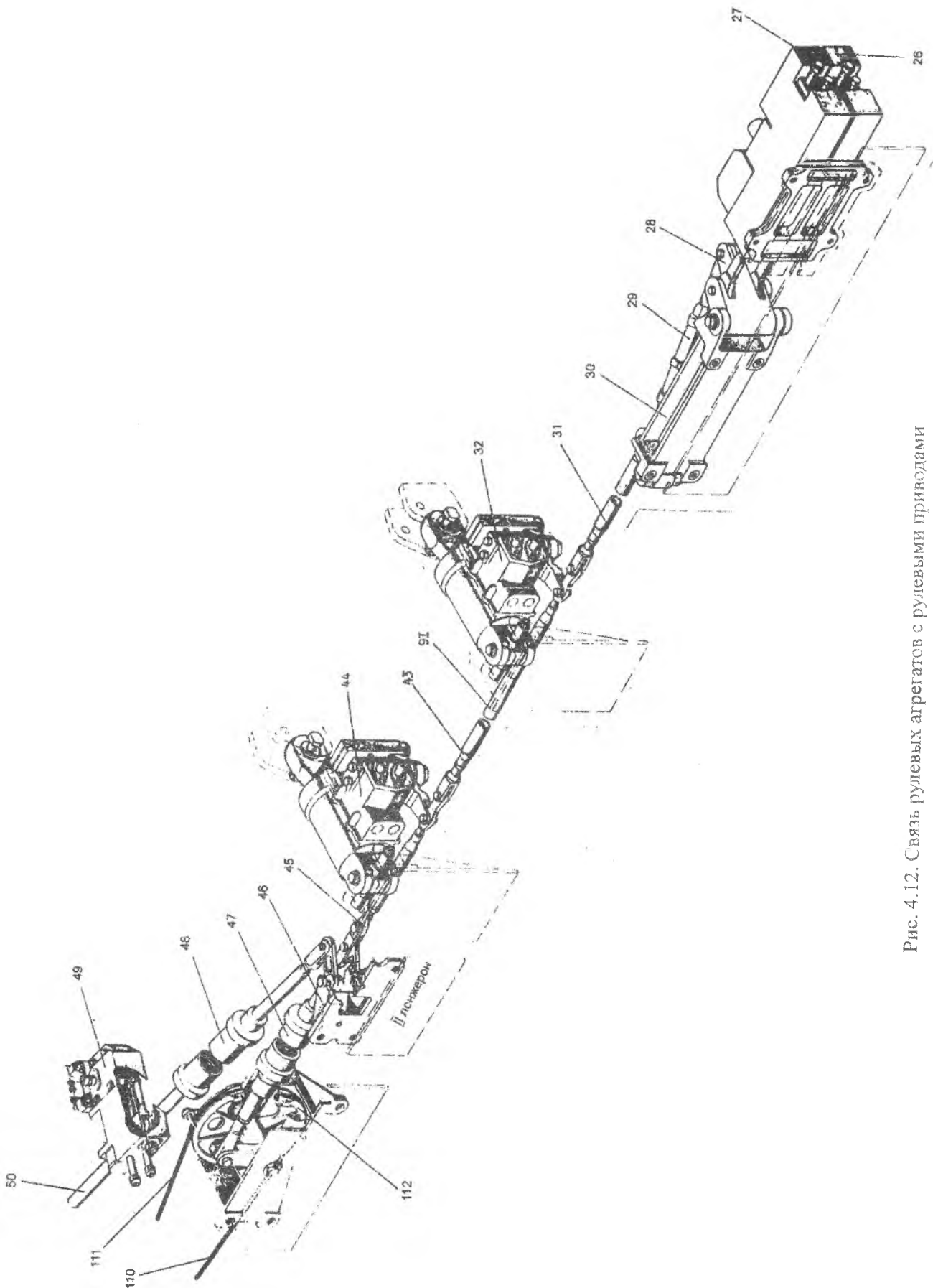
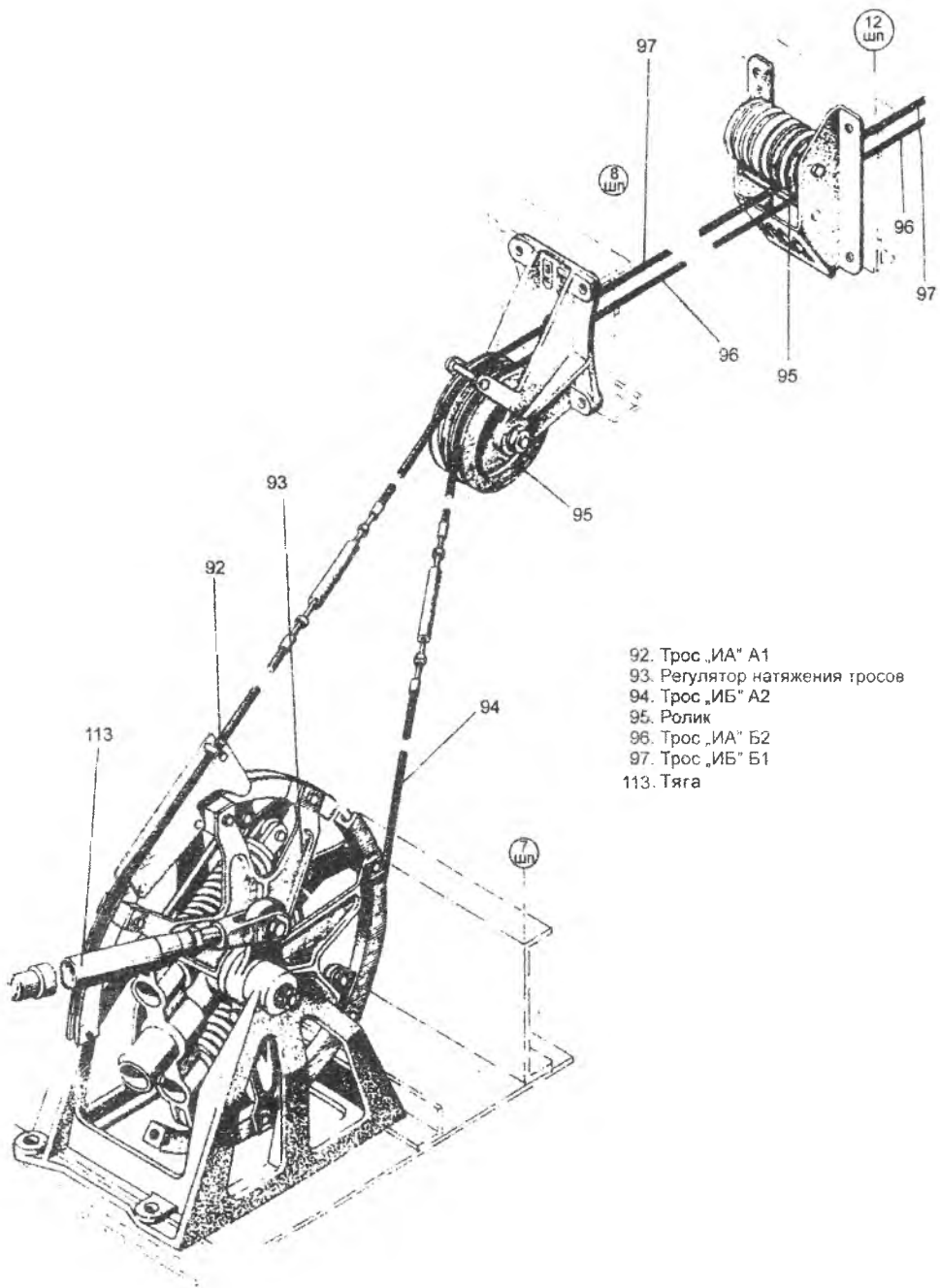


Рис. 4.12. Связь рулевых агрегатов с рулевыми приводами



- 92. Трос „ИА“ А1
- 93. Регулятор натяжения тросов
- 94. Трос „ИБ“ А2
- 95. Ролик
- 96. Трос „ИА“ Б2
- 97. Трос „ИБ“ Б1
- 113. Тяга

Рис. 4.13. Включение регулятора натяжения в тросовую проводку

4.4.1. Гермовыводы

Гермовыводы обеспечивают выход тросов управления интерцепторов из герметичной части фюзеляжа в негерметичную часть крыла. Они установлены на каркасе фюзеляжа по правому и левому бортам.

Гермовывод (рис.4.14) состоит из двух частей В и Г колодки 1, между которыми зажимаются сердечник 5 с резиновой прокладкой 6. В сердечнике имеются отверстия для выхода троса из фюзеляжа в крыло. После прокладки тросов гайки 4 затягиваются и контрятся шайбами 2.

4.5. Управление рулем направления

Система управления РН с работающими цифровыми вычислителями АСШУ обеспечивает отклонение РН при штурвальном управлении самолетом пилотами и при автоматическом управлении полетом по сигналам ВСУП.

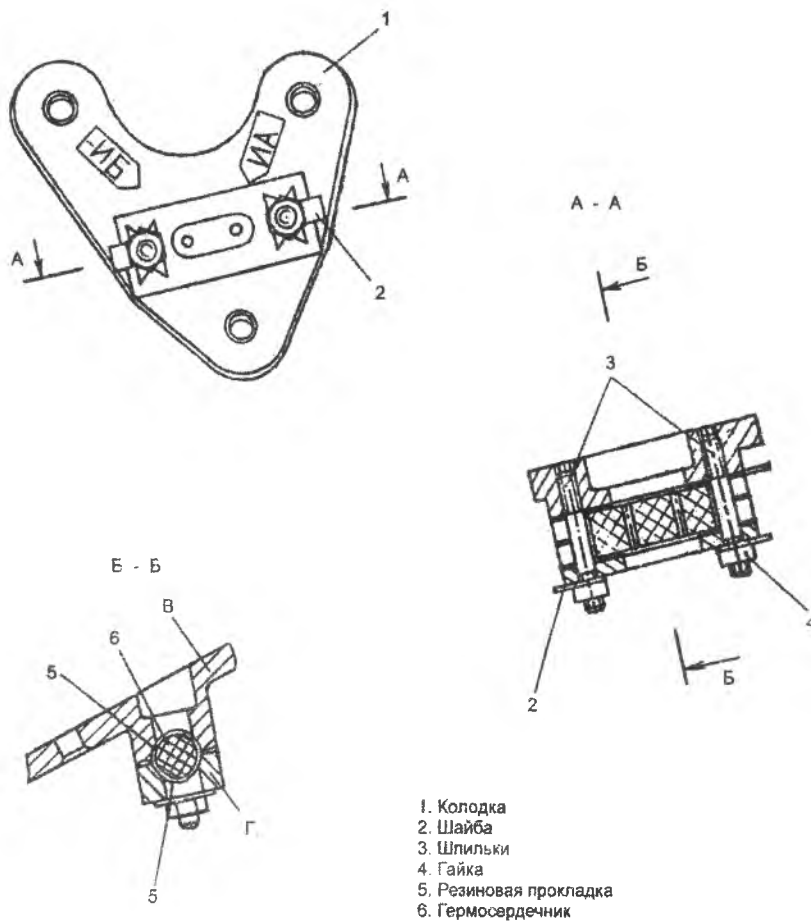


Рис. 4.14. Гермовывод тросов

С работающими аналоговыми вычислителями АСШУ или с отключенной АСШУ, или со всеми отключенными СДУ-6 руля направления обеспечивается только штурвальное управление самолетом пилотами.

Система управления РН включает в себя:

- пульты ножного управления левого и правого пилотов;
- два пружинных загрузателя;
- комплект пружинных тяг;
- четыре системы дистанционного управления СДУ-6;
- рулевой привод РП97;
- три рулевых привода РП96;
- пять рулевых приводов РП96-01;
- датчики ДСК-1;
- регулятор натяжения тросов;
- гермовывод;
- элементы механической проводки управления.

Система имеет четыре указанных выше контура управления. Три из них электродистанционные – основной, резервный, аварийный, а четвертый – аварийный механический. При отказах происходит автоматический переход с одного контура на другой в указанной последовательности.

Управление РН осуществляется перемещением педалей, входящих в состав пультов ножного управления левого и правого пилотов.

Пульты соединены между собой механической проводкой, включающей жесткие тяги, кронштейны с качалками, вал с рычагами и пружинную тягу, которая обеспечивает возможность отклонения педалей, пересиливая воздействие на другой пульт.

Загрузка педалей осуществляется двумя пружинными загрузителями, подсоединенными к пультам ножного управления левого и правого пилотов.

Датчики перемещений ДПС-6 механически соединены тягами с пультами ножного управления, а электрически – с цифровыми вычислителями АСШУ.

Кроме того, к педалям присоединен датчик ДПР45-01 и два датчика ДСК-1 системы МСРП.

Переключатель триммирования по курсу расположен на щитке триммирования, установленном на среднем пульте пилотов. Привод руля направления состоит из пяти одноканальных гидромеханических необратимых рулевых приводов поступательного действия РП96-01 (27, 31, 42, 46, 52), четырех электродистанционных систем СДУ-6 и механической проводки, связывающей рулевые приводы с рулевыми агрегатами РА86 (33, 34, 56, 57) из состава СДУ-6.

Принципиальная схема системы управления РН показана на рис.4.15. Обозначение позиций этого рисунка см. на рис. 4.16.

Аварийная механическая проводка управления РН состоит из тросовой проводки, регулятора натяжения тросов 60, гермовывода 50, вспомогательного рулевого привода 59 РП97 и двух пружинных тяг 59, 70 (рис. 4.16).

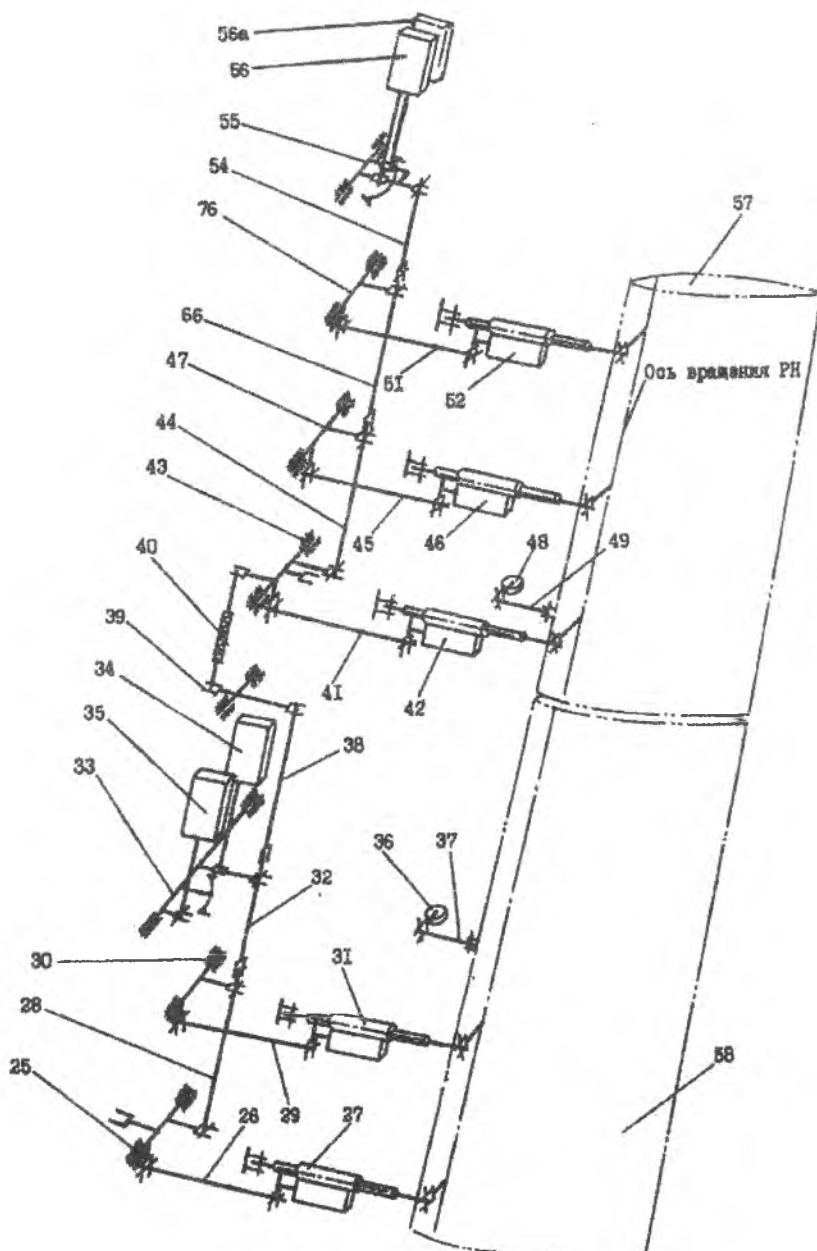
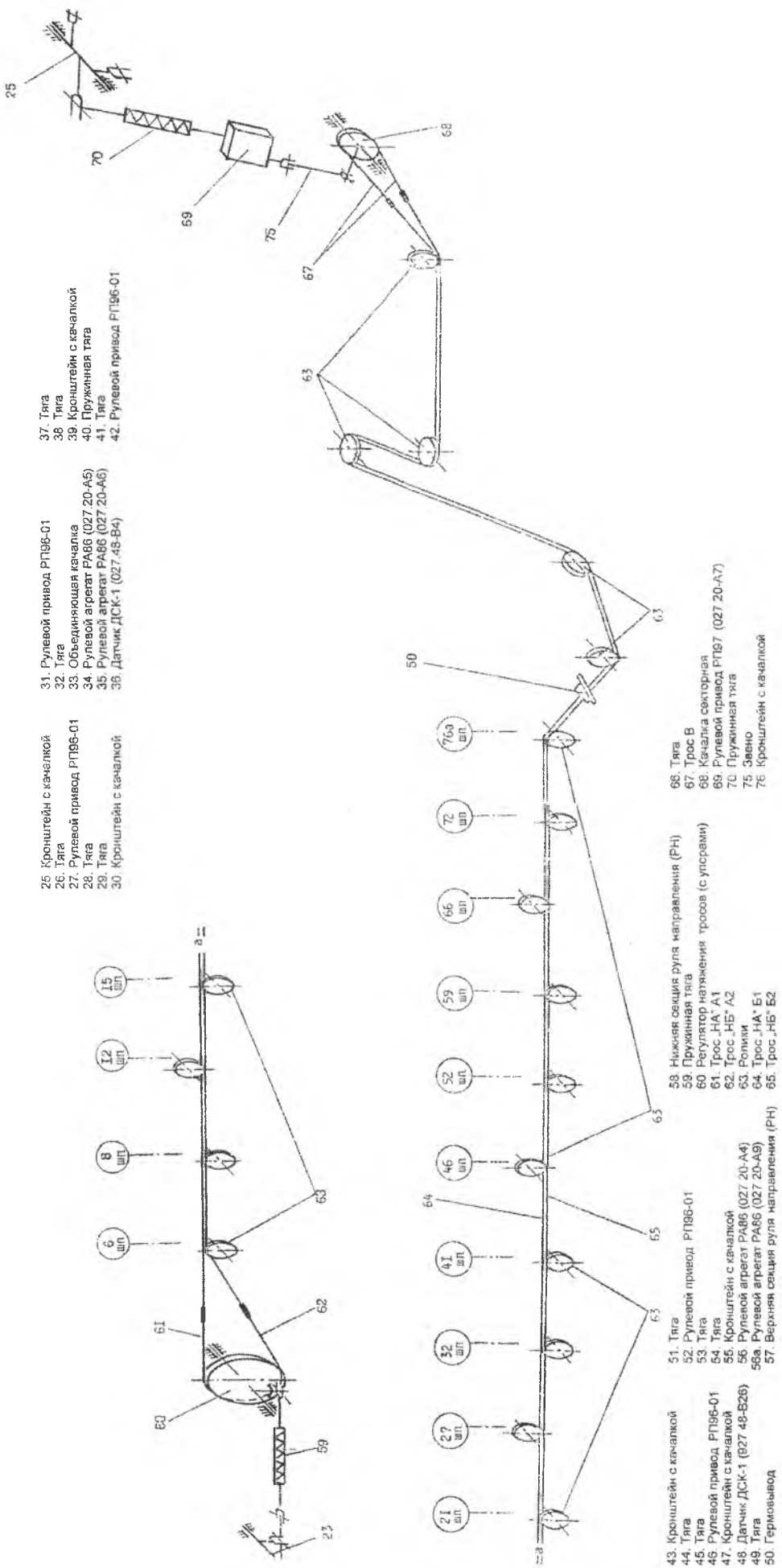


Рис. 4.15. Схема управления РН



- 25. Кронштейн с качалкой
- 26. Тяга
- 27. Рулевой привод РП96-01
- 28. Тяга
- 29. Тяга
- 30. Кронштейн с качалкой
- 31. Рулевой привод РП96-01
- 32. Тяга
- 33. Объединяющая качалка
- 34. Рулевой агрегат РА66 (027 20-А6)
- 35. Рулевой агрегат РА66 (027 20-А6)
- 36. Датчик ДСК-1 (027 48-В4)
- 37. Тяга
- 38. Тяга
- 39. Кронштейн с качалкой
- 40. Пружинная тяга
- 41. Тяга
- 42. Рулевой привод РП96-01

- 43. Кронштейн с качалкой
- 44. Тяга
- 45. Тяга
- 46. Рулевой привод РП96-01
- 47. Кронштейн с качалкой
- 48. Датчик ДСК-1 (027 48-В26)
- 49. Тяга
- 50. Гермывод
- 51. Тяга
- 52. Рулевой привод РП96-01
- 53. Тяга
- 54. Тяга
- 55. Кронштейн с качалкой
- 56. Рулевой агрегат РА66 (027 20-А4)
- 56а. Рулевой агрегат РА66 (027 20-А9)
- 57. Верхняя секция руля направления (РН)
- 58. Нижняя секция руля направления (РН)
- 59. Пружинная тяга
- 60. Регулятор натяжения тросов (с углерами)
- 61. Трос „НА“ А1
- 62. Трос „НВ“ А2
- 63. Ролики
- 64. Трос „НА“ Б1
- 65. Трос „НВ“ Б2
- 66. Тяга
- 67. Трос В
- 68. Качалка секторная
- 69. Рулевой привод РП97 (027 20-А7)
- 70. Пружинная тяга
- 75. Завено
- 76. Кронштейн с качалкой

Рис. 4.16. Тросовая проводка управления РН

Регулятор натяжения тросов обеспечивает постоянство усилий их натяжения при изменениях температуры и деформациях фюзеляжа.

К рычагу регулятора натяжения подсоединена пружинная тяга 59, связанная с педалями управления РН. Опорами тросов в фюзеляже являются девятнадцать роликов, гермовывод и секторная качалка 68. Рычаг этой качалки передает усилие на входное звено вспомогательного привода РП97 (69). Выходное звено этого привода соединено с пружинной тягой 70, передающей движение на вход приводов РП96-01.

Нормальная работа. При работе основного электродистанционного контура сигналы перемещения педалей поступают в цифровые вычислители АСШУ с датчиков ДПС-6. Управляющие сигналы из цифровых вычислителей поступают в блоки БУК-17 и обрабатываются рулевыми агрегатами РА86, которые осуществляют механическое управление рулевыми приводами РП96-01.

Сигналы путевой балансировки поступают в цифровые вычислители АСШУ с переключателя ТРИММИРОВАНИЕ КУРС при повороте ручки влево или вправо до упора.

Загрузка педалей осуществляется двумя загрузителями и тросовой проводкой.

Регулировка педалей под рост пилотов осуществляется вращением рукояток на пультах ножного управления.

Работа при отказах. При отказах соответствующих цифровых вычислителей в системах СДУ-6 РН осуществляется автоматический переход на работу через резервный электродистанционный контур управления. Отклонение РН в этом случае происходит по управляющим сигналам из аналоговых вычислителей АСШУ и по сигналам датчика ДПР45-01 педалей. Отклонение РН от переключателя ТРИММИРОВАНИЕ КУРС не обеспечивается.

При последовательных отказах цифровых и аналоговых вычислителей АСШУ осуществляется автоматическое переключение на работу через аварийный электродистанционный контур. В этом случае отклонение РН происходит по сигналам с датчика ДПР45-01 левого пульта ножного управления, поступающим в блоки БУК-17. Отклонение РН от переключателя триммирования не обеспечивается.

При отказе одной, двух или трех систем СДУ-6 или при отказе двух гидросистем отклонение руля обеспечивается оставшейся работоспособной СДУ-6 через любой работающий контур управления.

При отказе всех систем СДУ-6 осуществляется автоматическое переключение на работу через аварийный механический контур за счет автоматического включения вспомогательного привода РП97.

Выходное звено этого привода через пружинную тягу 70 связано с механической проводкой приводов РП96.

В результате обеспечивается связь педалей с рулем направления через тросовую проводку управления.

4.5.1. Пульт ножного управления

Левый и правый пульта ножного управления расположены перед креслами пилотов и предназначены для формирования сигналов управления РН и тормозами колес шасси (рис. 4.17).

Левая 1 и правая 9 педали на пульте ножного управления через штанги 2, тяги 3 и качалку 11 связаны между собой и с тягой 13 системы управления РН. На качалке 11 в местах подсоединения тяг 3 закреплены упоры 10, ограничивающие максимальные перемещения педалей.

Перемещением педали от себя поворачивается штанга 2 и через тягу 3, качалку 11 движение передается на тягу 13 и далее в систему управления РН. Одновременно с качалкой 11 вторая тяга 3 обеспечивает движение второй педали назад. Холостой ход педали на себя меньше рабочего хода от себя. Это обеспечивается соответствующим выбором положения точек крепления тяг 3 к качалке 11.

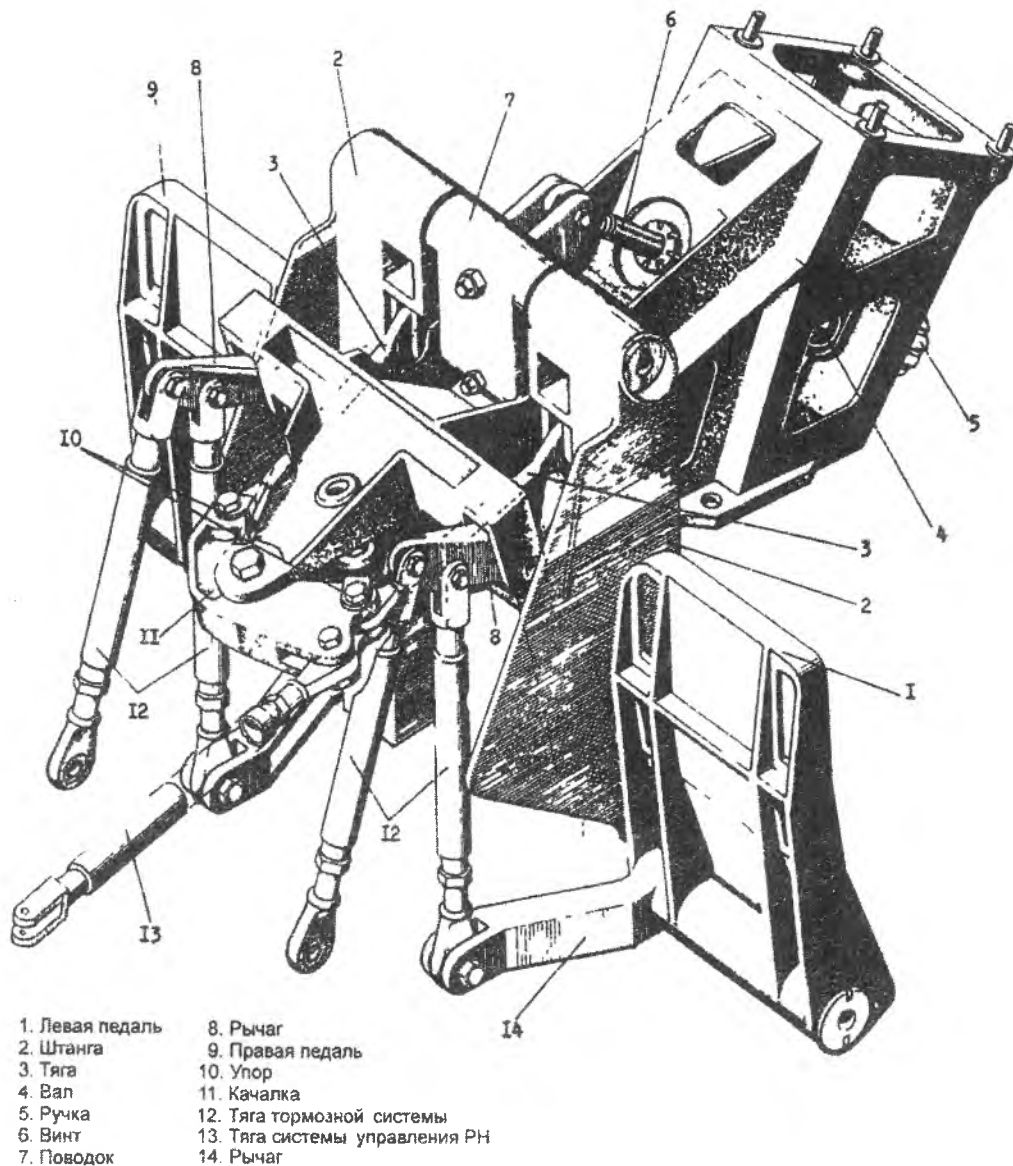


Рис. 4.17. Пульт ногого управления

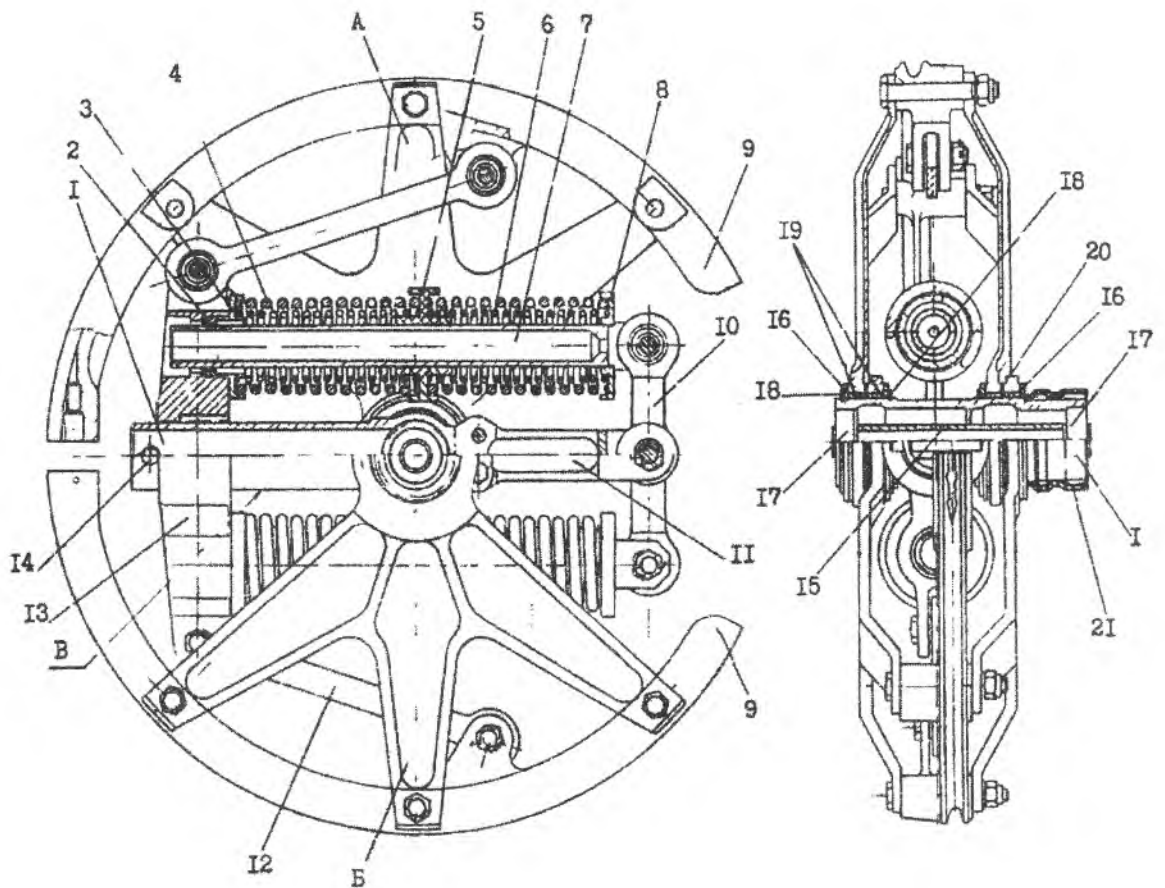
Регулировка педалей под рост пилотов осуществляется с помощью ручки 5, которая связана с валом 4. В этот вал ввернут винт 6, который шарнирно связан с поводком 7. В поводок 7 запрессована ось, на которой подвешены штанги 2. При вращении ручки 5 винт 6 перемещает поводок 7 и вместе с ним штанги 2 с педалями вперед или назад по отношению к пилоту в пределах 162 ± 8 мм.

Подножки педалей 1 внизу закреплены шарнирно на штангах 2. При давлении носком ноги на подножку рычагом 14 и тягами 12 передается усилие на клапаны торможения, обеспечивая торможение колес левой или правой тележек главных опор шасси.

4.5.2. Регулятор натяжения тросов

Регуляторы натяжения тросов (РНТ) предназначены для связи жесткой и тросовой проводки управления, а также для компенсации изменения длины тросовой проводки, вызванной механической деформацией фюзеляжа или изменением температуры конструкции во время полета с сохранением при этом заданных усилий натяжения тросов. Такие регуляторы установлены в проводках управления рулем направления, рулем высоты, стабилизатором и интерцепторами.

Конструкция РНТ показана на рис. 4.18.



- | | | |
|------------------|---------------------------|----------------------------------|
| 1. Вал | 8. Шайба опорная | 15. Втулка распорная |
| 2. Втулка | 9. Приливы - упоры | 16. Шайба металлофторопластовая |
| 3. Шайба опорная | 10. Коромысло | 17. Подшипник |
| 4. Пружина | 11. Стойка | 18. Кольцо распорное |
| 5. Ползун | 12. Серьга | 19. Втулка металлофторопластовая |
| 6. Пружина | 13. Коромысло | 20. Шайба фторопластовая |
| 7. Направляющая | 14. Ограничительный валик | 21. Трубка термоусаживаемая |

Рис. 4.18. Регулятор натяжения

На ступице вала 1, выполненного в виде крестовины, установлены сборные секторы А и Б. В торцах ступицы запрессованы подшипники 17, через которые проходит болт крепления РНТ, являющийся его осью вращения. На левой части вала 1 установлено коромысло 13 и ограничительный валик 14. С правой стороны к проушинам вала крепится стойка 11. В вилке стойки шарнирно закреплено коромысло 10, в его ушках шарнирно закреплены направляющие 7, свободные концы которых входят в отверстия опорных шайб 3. Со стороны шарнирного закрепления направляющих также установлены опорные шайбы 8. Между опорными шайбами установлены две ветви пружин 4 и 6, каждая из которых состоит из двух параллельно работающих пружин, разделенных ползуном 5. Ползун может перемещаться по поверхности направляющей 7.

Коромысло 13 при помощи серег 12 связано с секторами А и Б. Коромысло 13 может скользить по поверхности вала 1 вдоль его оси. Попадание смазки на эту поверхность (В) не допускается. Выступающая часть вала 1 снабжена шлицами, на которые вместо защитной втулки 21 устанавливается рычаг крепления тяги (пружинной тяги) жесткой проводки управления. В ободах секторов А и Б в специальных канавках прокладываются тросы, наконечники которых крепятся в гнездах на левых концах этих секторов. При создании натяжения в тросах пружины 4 и 6 сжимаются и обеспечивают постоянство натяжения обеих ветвей тросов при небольших изменениях их длины. Усилия в серьгах 12 в этом случае будут одинаковы.

Управляющие сигналы через жесткую проводку управления передаются на рычаг РНТ и через шлицевое соединение на вал 1. Поворот вала через коромысло 13 и одну из серег 12 передается на

растягиваемую ветвь троса. Асимметричная нагрузка коромысла 13 заклинивает его на валу 1, исключая скольжение коромысла по валу. Тем самым исключается участие пружин в передаче управляющих сигналов, что уменьшает деформации и повышает жесткость проводки при передаче управляющих сигналов. Этому же способствует и постоянство усилий натяжения тросов, обеспечиваемое данным механизмом.

4.6. Управление рулем высоты

Система управления рулем высоты с работающими цифровыми вычислителями АСШУ обеспечивает отклонение РВ для продольного управления как при штурвальном управлении самолетом пилотами, так и при автоматическом управлении полетом по сигналам ВСУП.

С работающими аналоговыми вычислителями АСШУ или с отключенной АСШУ, или со всеми отключенными СДУ-6 РВ обеспечивается отклонение РВ только при штурвальном управлении самолетом пилотами.

Управление через основной электродистанционный контур обеспечивается работой с цифровыми вычислителями АСШУ.

Управление через аварийный электродистанционный контур обеспечивается без участия в работе цифровых и аналоговых вычислителей АСШУ.

Управление через аварийный механический контур обеспечивается без участия в работе всех систем СДУ-6.

Переход с одного контура управления на другой в указанной последовательности осуществляется автоматически при последовательных отказах предыдущих систем.

Управление РВ осуществляется перемещением на себя или от себя миништурвалов, связанных между собой через пружинную тягу 7, что обеспечивает отклонение миништурвала, пересиливая воздействие на другой миништурвал.

Загрузка миништурвалов при штурвальном управлении осуществляется двумя постоянно подключенными основными загрузками 12 и 18, дополнительным загрузителем 27 и аварийной механической проводкой управления РВ (рис. 4.19).

Дополнительный загрузитель соединен с валом 4, объединяющим миништурвалы, через тягу 5 и качалку 28. Регулирование диапазона подключения дополнительного загрузителя осуществляется механизмом балансировки МБ-204 (26), управляющие сигналы на который поступают из АСШУ.

При автоматическом управлении дополнительно к указанной загрузке подключается пружинный загрузитель 76. Включение осуществляется электромагнитом ЭМТ-369 (79) с помощью конического штока 78.

С миништурвалами механически связаны датчики их перемещения, датчики положения механизма балансировки и другие – всего 9 датчиков разных типов. С рулем высоты связаны датчики отклонения левой и правой секций руля, датчик индикации положения руля.

Привод руля высоты состоит из шести одноканальных гидромеханических необратимых рулевых приводов РП95 поступательного действия - по три на каждую секцию руля (56, 58, 60), четырех электродистанционных систем управления СДУ-6 и механической проводки, связывающей рулевые приводы с центрирующими пружинами 59 и рулевыми агрегатами РА86 (45, 46) из комплекта СДУ-6 (рис.4. 20).

Переключатели триммирования ПИКИР-КАБРИР по тангажу входят в состав пультов ручного управления и расположены на рукоятках миништурвалов.

Аварийная механическая проводка управления (рис.4.21) состоит из тросовой проводки, регулятора натяжения тросов 62, гермовывода 68, вспомогательного привода РП97 (72) и трех пружинных тяг. Привод РП97 работает по усилию, т.е. перемещение выходного звена пропорционально усилию на входе. Входное звено при перемещении миништурвалов остается неподвижным.

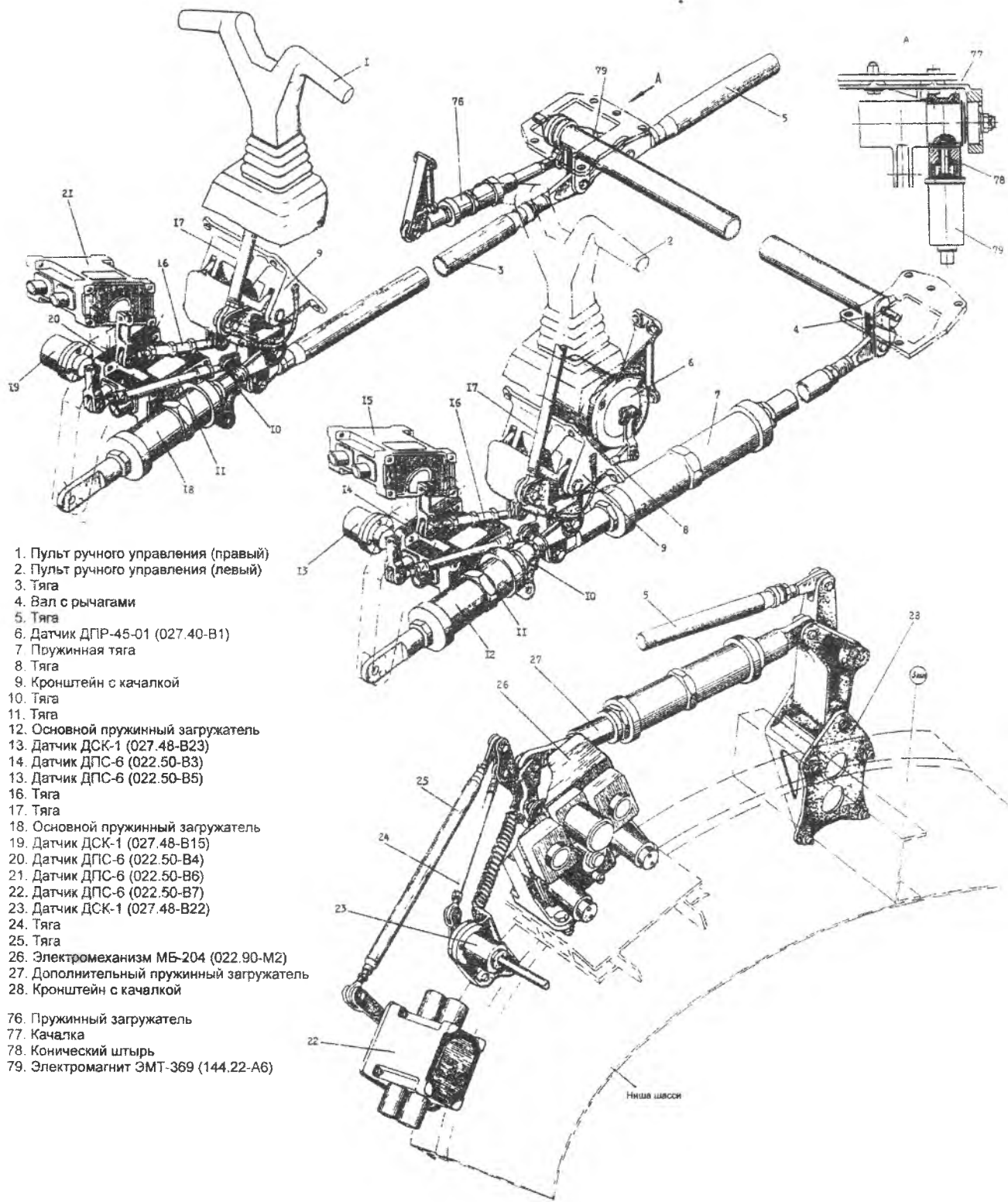


Рис. 4.19. Система загрузки миништурвала

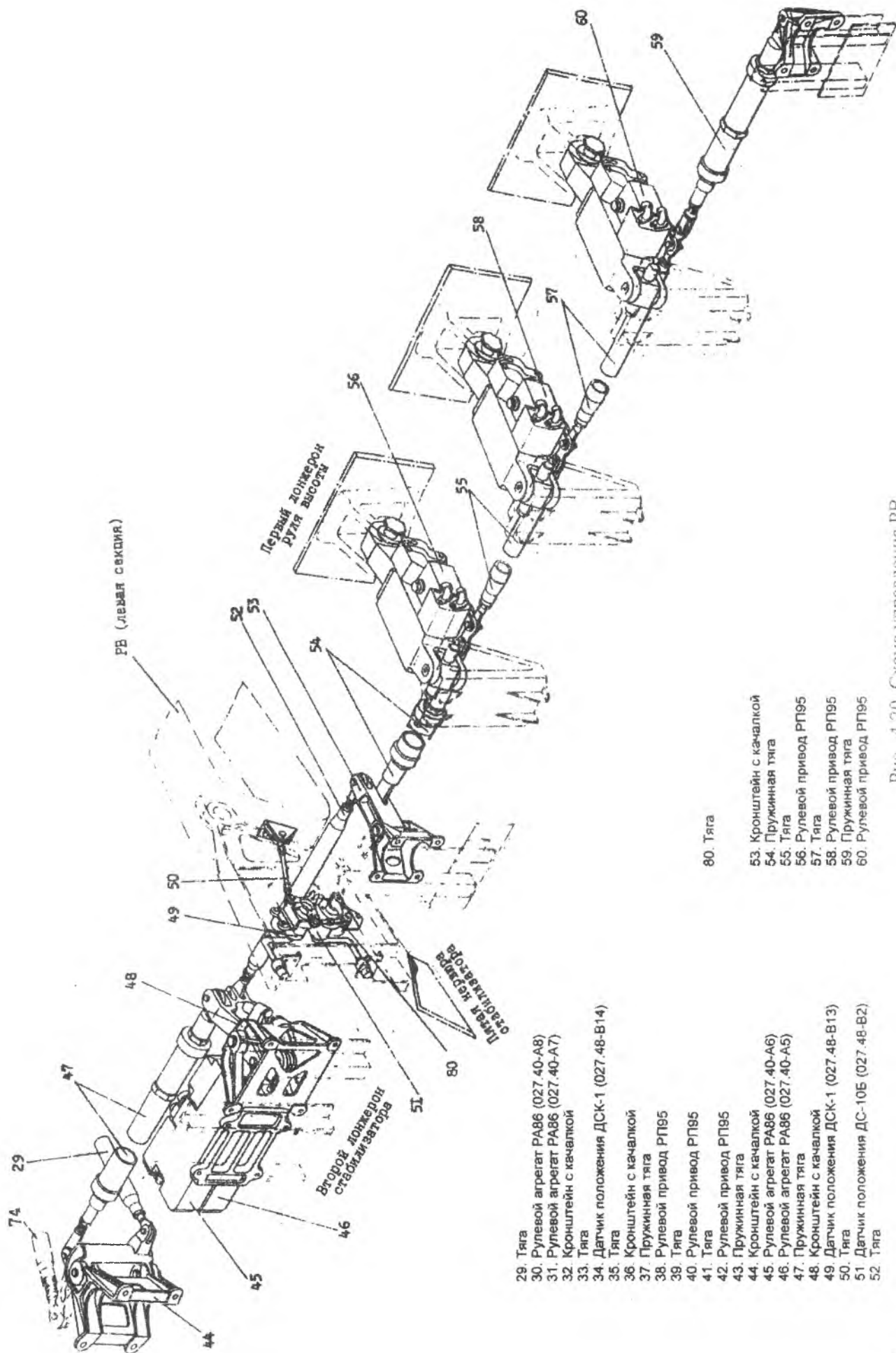


Рис. 4.20. Схема управления RB

61. Пружинная тяга
62. Регулятор натяжения тросов
63. Трос „ВБ“ А1
64. Трос „ВА“ А2
65. Ролик
66. Трос „ВБ“ Б1
67. Трос „ВА“ Б2

68. Гермовывод
69. Трос „В“
70. Сектор
71. Пружинная тяга
72. Рулевой привод РП97 (027.40-А9)
73. Звено
74. Пружинная тяга
75. Кронштейн с качалкой

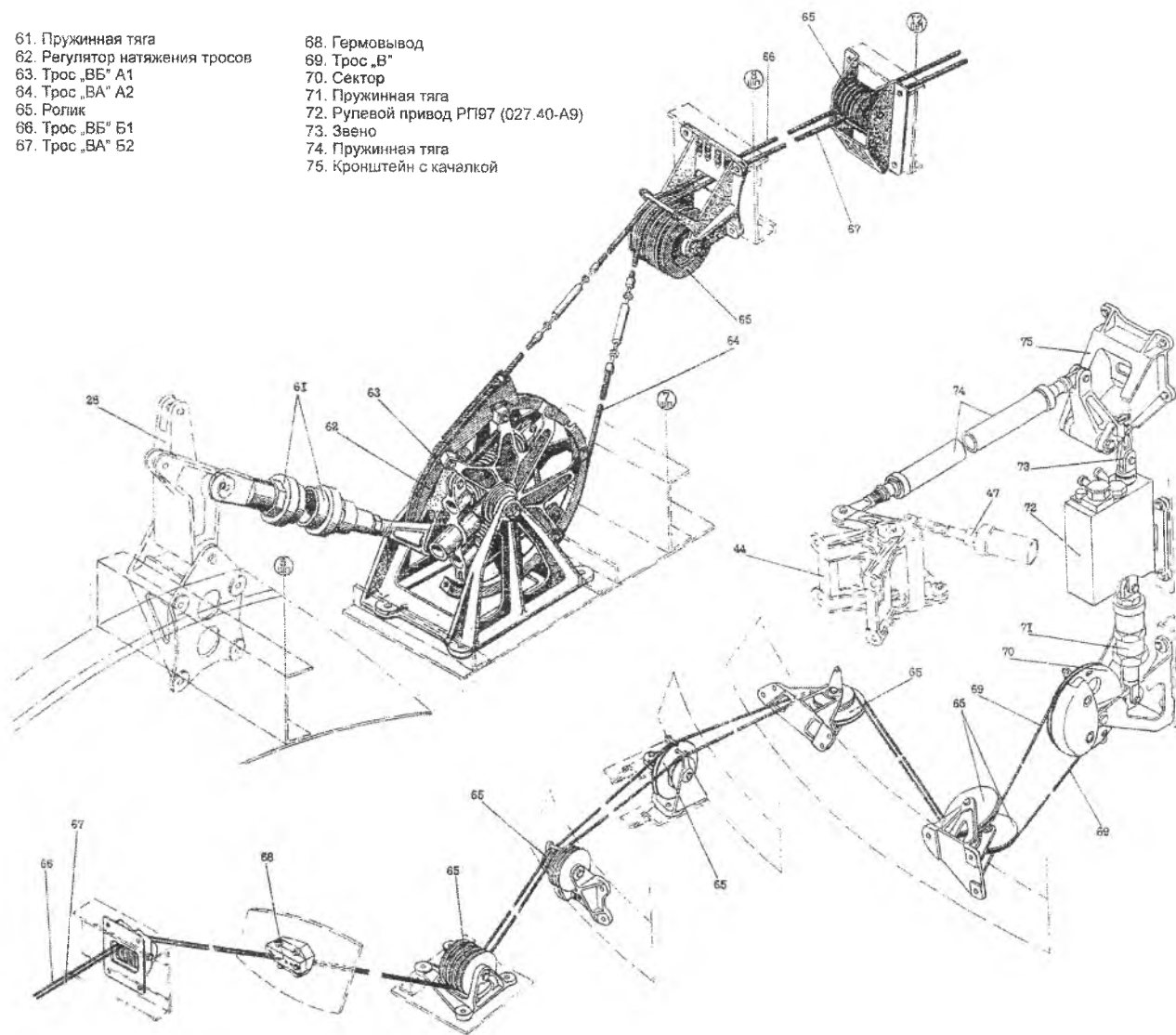


Рис. 4.21. Аварийная проводка управления (позиция 28 с рис. 4.19)

Нормальная работа РВ. Отклонение руля при штурвальной управлении пилотами и при автоматическом управлении по сигналам ВСУП осуществляется через **основной электродистанционный контур управления РВ** по управляющим сигналам от **цифровых** вычислителей АСШУ, которые поступают в блоки БУК-17 и обрабатываются рулевыми агрегатами РА86 (п. 45 на рис. 4.20). Эти агрегаты осуществляют механическое управление приводами РП95 (пп. 56,58,60 на рис. 4.20). Сигналы перемещения миништурвалов поступают в цифровые вычислители с датчиков ДПС-6. Основные пружинные загрузчики обеспечивают загрузку миништурвалов по тангажу пропорционально их перемещению. Дополнительный загрузчик обеспечивает загрузку миништурвалов при их перемещении «на себя» в зависимости от режимов полета. Изменение диапазона подключения дополнительного загрузчика в пределах хода миништурвала «на себя» от 90 до 0 мм осуществляется автоматически электромеханизмом МБ-204 (п.26 на рис. 4.19).

Упругий упор обеспечивает загрузку миништурвалов пропорционально их перемещению «от себя» на 48 мм и более.

Обжатие дополнительного загрузчика или упругого упора характеризуется появлением «ступеньки» по усилию величиной 15 даН и увеличением градиента загрузки миништурвалов вдвое.

При автоматическом управлении самолетом с помощью электромагнита ЭМТ-369 подключается еще один загрузчик 76 (рис. 4.19). Это увеличивает усилие страгивания миништурвалов на 3,5 даН.

Работа при отказах. При отказах **цифровых** вычислителей АСШУ осуществляется автоматическое переключение в системах СДУ-6 на работу через **резервный электродистанционный контур РВ**. Отклонение РВ при автоматическом управлении самолетом по сигналам ВСУП не обеспечивается. Отклонение РВ осуществляется по управляющим сигналам **аналоговых** вычислителей АСШУ и по сигналам датчика ДПР-45-01 штурвала левого пилота. Дополнительный загрузатель подключается независимо от режимов полета при перемещении миништурвалов «на себя» на 90 мм и более.

При последовательных отказах соответствующих цифровых и аналоговых вычислителей АСШУ происходит автоматическое переключение в системах СДУ-6 на работу через **аварийный электродистанционный контур управления РВ**. Отклонение РВ обеспечивается управляющими сигналами с датчика ДПР-45-01 левого миништурвала, поступающими в блоки БУК-17. Дополнительный загрузатель подключается независимо от режимов полета при перемещении миништурвалов «на себя» на 90 мм и более.

При отказе одной, двух или трех систем СДУ-6 или при отказе одной или двух гидросистем отклонение РВ обеспечивается через любой работающий контур управления РВ.

При отказе всех четырех систем СДУ-6 независимо от работоспособности основных или аналоговых вычислителей АСШУ осуществляется автоматическое переключение на работу **через аварийный механический контур управления РВ**. Включение этого контура происходит за счет автоматического включения гидропитания вспомогательного привода РП97 руля высоты. Дополнительный загрузатель подключается на всех режимах полета. При отказе привода ПАБ-204 дополнительный загрузатель отключается.

4.7. Система управления стабилизатором

Система управления стабилизатором с работающими цифровыми вычислителями АСШУ обеспечивает отклонение стабилизатора для продольной балансировки при штурвальном управлении самолетом пилотами и при автоматическом управлении полетом по сигналам ВСУП.

С работающими аналоговыми вычислителями АСШУ или с отключенной АСШУ, или с отключенным ПАБ-204 обеспечивает отклонение стабилизатора для продольной балансировки только при штурвальном управлении самолетом пилотами.

Система управления стабилизатором имеет следующие контуры управления:

- основной электродистанционный;
- аварийный электродистанционный;
- аварийный механический.

Управление через **основной контур** обеспечивается работой системы с **цифровыми вычислителями** АСШУ. Через аварийный электродистанционный контур система работает без участия цифровых вычислителей АСШУ. Аварийный механический контур обеспечивает управление без участия в работе привода ПАБ-204.

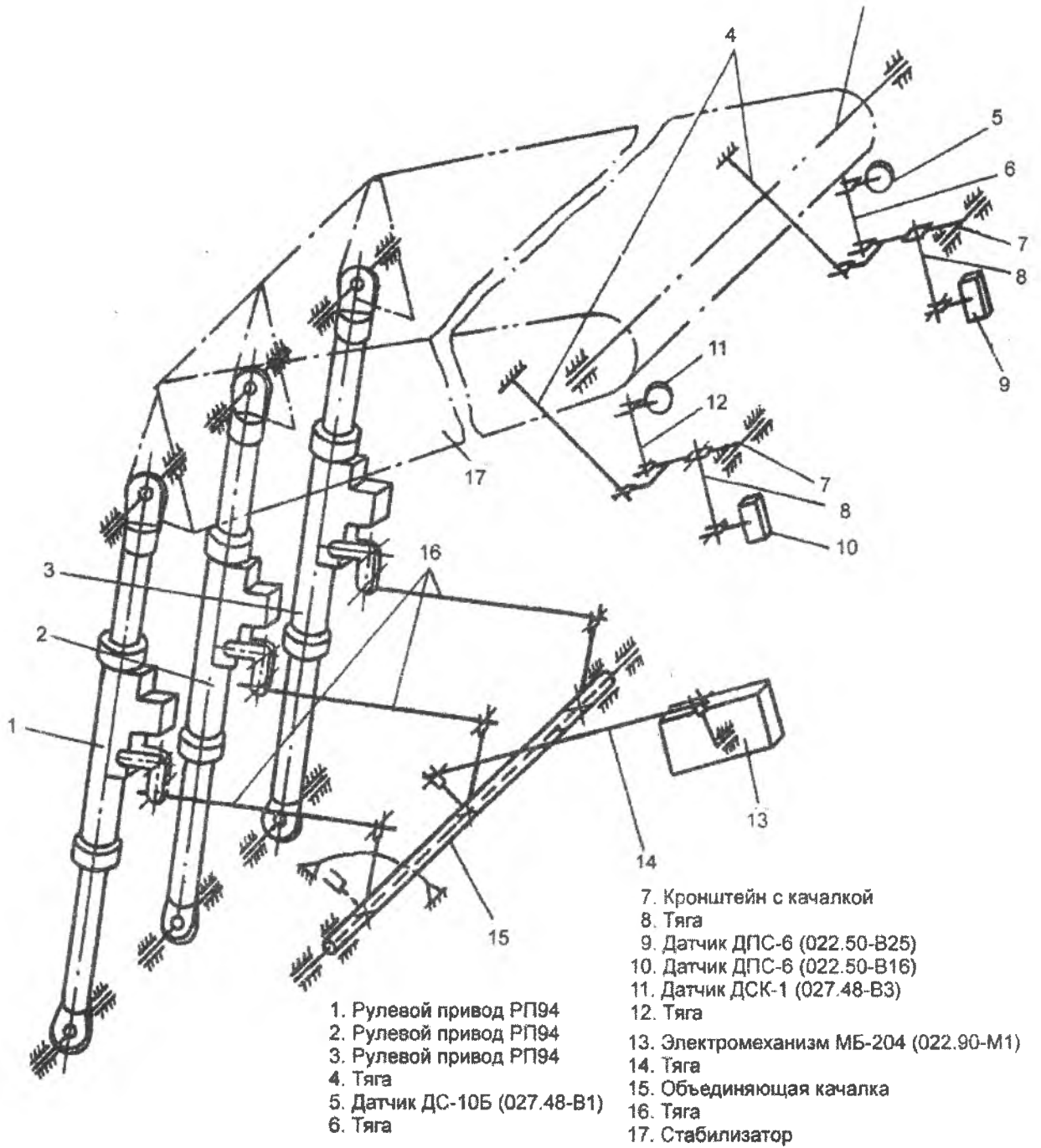
Переход с одного контура на другой осуществляется автоматически при отказах цифровых вычислителей и привода ПАБ-204.

Отклонение стабилизатора обеспечивается приводом, состоящим из трех одноканальных гидромеханических необратимых рулевых приводов поступательного действия РП94, двухканального электрического привода автоматической балансировки ПАБ-204 и механической проводки, связывающей рулевые приводы РП94 с механизмом балансировки МБ-204 (из состава ПАБ-204). Индикация положения стабилизатора обеспечивается датчиком ДС-10Б. Со стабилизатором также связаны два датчика ДПС-6 из комплекта АСШУ-204 и датчик ДСК-1 (рис. 4.22).

Аварийная механическая проводка управления стабилизатором состоит из штурвальчика ручной балансировки 18, регулятора натяжения тросов 29, тросовой проводки, гермовывода 25 и тяги 27. Тросовая проводка связывает штурвальчик ручной балансировки на среднем пульте пилотов с объединяющей качалкой 15 рулевых приводов РП94 (рис. 4.23).

Герметичность при выходе тросов из гермокабины обеспечивается гермовыводом 25 на сферическом днище шпангоута 77. Постоянство натяжения тросов обеспечивается регулятором натяжения тросов 29.

Ось вращения стабилизатора



1. Рулевой привод РП94

2. Рулевой привод РП94

3. Рулевой привод РП94

4. Тяга

5. Датчик ДС-10Б (027.48-В1)

6. Тяга

7. Кронштейн с качалкой

8. Тяга

9. Датчик ДПС-6 (022.50-В25)

10. Датчик ДПС-6 (022.50-В16)

11. Датчик ДСК-1 (027.48-В3)

12. Тяга

13. Электромеханизм МБ-204 (022.90-М1)

14. Тяга

15. Объединяющая качалка

16. Тяга

17. Стабилизатор

Рис. 4.22. Схема управления стабилизатором

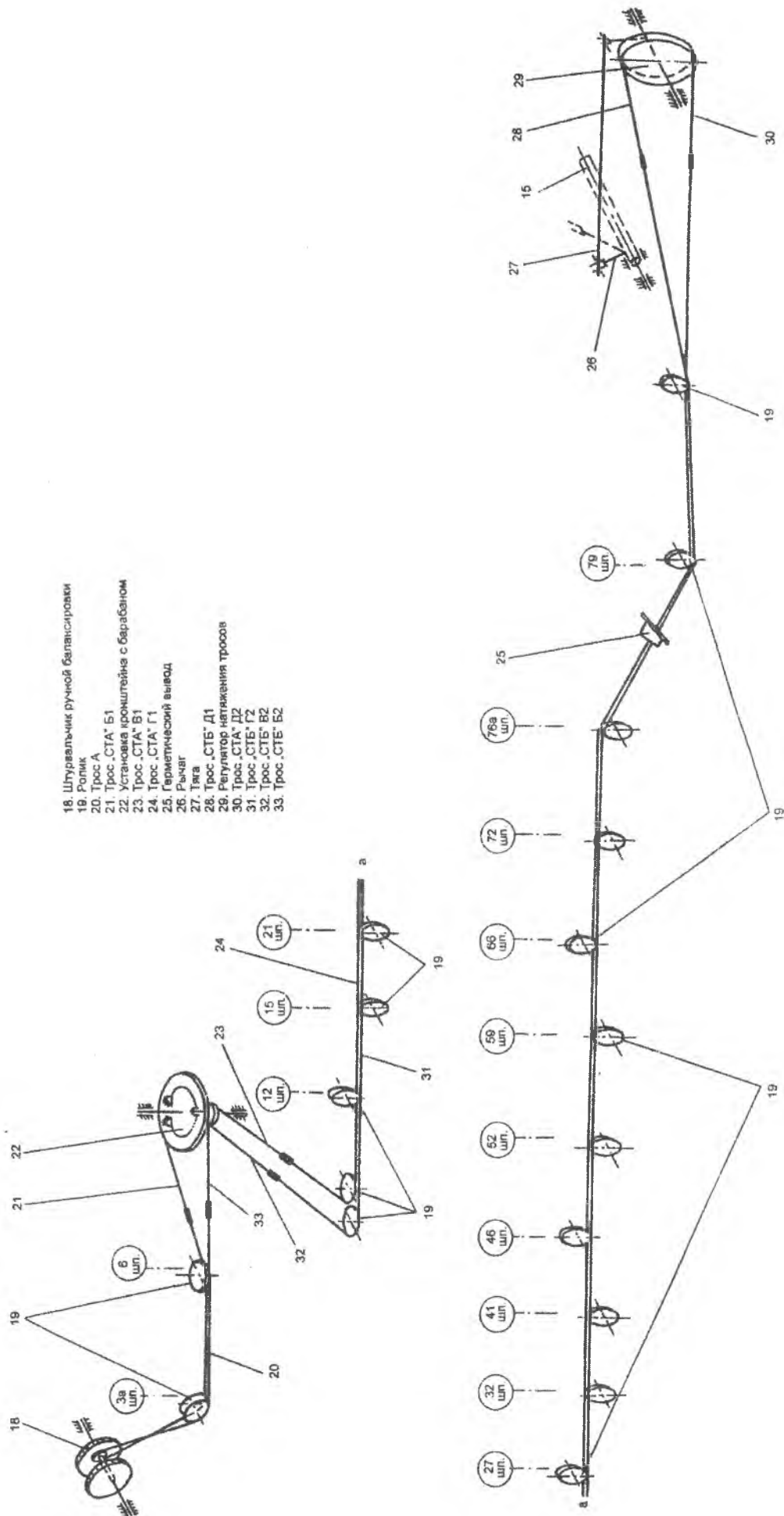


Рис. 4.23. Механическая проводка управления стабилизатором

Нормальная работа системы обеспечивается управляющими сигналами, сформированными в цифровых вычислителях АСШУ. Эти сигналы поступают в блоки БУП ПАБ –204 стабилизатора и обрабатываются механизмом балансировки МБ-204.

Механизм балансировки осуществляет механическое управление рулевыми приводами РП94. Отклонение стабилизатора при работе **основного электродистанционного контура** может также осуществляться по механическим сигналам со штурвальчика ручной балансировки, передаваемым к рулевым приводам РП94 через тросовую проводку, при приложении к нему усилия, превышающего усилие расцепления муфты выходного звена механизма МБ – 204.

Отклонение стабилизатора от переключателей ПИКИР – КАБРИР не обеспечивается.

Работа при отказах. При отказах соответствующих цифровых вычислителей АСШУ осуществляется автоматическое переключение в приводе ПАБ – 204 на работу через **аварийный электродистанционный контур** управления стабилизатора. Отклонение стабилизатора осуществляется по управляющим сигналам с переключателей ПИКИР – КАБРИР на миништурвалах при нажатии их до упора в том или ином направлении. Отклонение стабилизатора при автоматическом управлении по сигналам ВСУП не обеспечивается.

При последовательных отказах соответствующих цифровых и аналоговых вычислителей АСШУ осуществляется автоматическое переключение на работу через **аварийный механический контур управления** стабилизатором. Включение этого контура происходит при отключении привода ПАБ – 204. Отклонение стабилизатора осуществляется по механическим сигналам со штурвальчика ручной балансировки, передаваемым к приводам РП94. Муфта выходного звена МБ – 204 отключена и вращение штурвальчика не требует повышенных усилий. Отклонение стабилизатора от переключателей ПИКИР – КАБРИР не обеспечивается.

При отказе одного канала привода ПАБ – 204 или при отказе одной или двух гидросистем отклонение стабилизатора обеспечивается через любой работающий контур управления стабилизатором.

При отказе двух каналов привода ПАБ – 204 независимо от работоспособности основных или аналоговых вычислителей АСШУ работа осуществляется через аварийный механический контур управления стабилизатором.

4.7.1. Штурвальчик ручной балансировки

Штурвальчик установлен на среднем пульте пилотов и предназначен для формирования пилотами механических сигналов управления стабилизатором в случае перехода на аварийное механическое управление. Состоит из штурвальных колес 1 и 13, закрепленных на валу 14 с помощью шпонок 8 и 12 (рис.4.24).

Штурвальное колесо 1 связано жестко с барабаном, на котором шариковой заделкой 4 крепятся тросы 3. Предусмотрено 3,3 витка троса при отклонении стабилизатора вверх и 3,2 витка – при отклонении вниз. При вращении штурвальных колес тросы передают движение через регулятор натяжения тросов на входные звенья приводов РП94.

4.8. Система управления механизацией крыла

Система управления механизацией крыла включает в себя системы управления закрылками и предкрылками, обеспечивая их выпуск и уборку на взлете и посадке, а также при уходе на второй круг. Кроме того, система управления предкрылками обеспечивает их выпуск в режиме «Ожидание».

Каждая система представляет собой механическую систему с централизованным силовым двухканальным гидроприводом вращательного действия с двумя гидромоторами, подключенными к разным гидросистемам. Управление гидроприводом производится дистанционно из кабины самолета пилотами по двум независимым электрическим каналам. При отказе одной гидросистемы

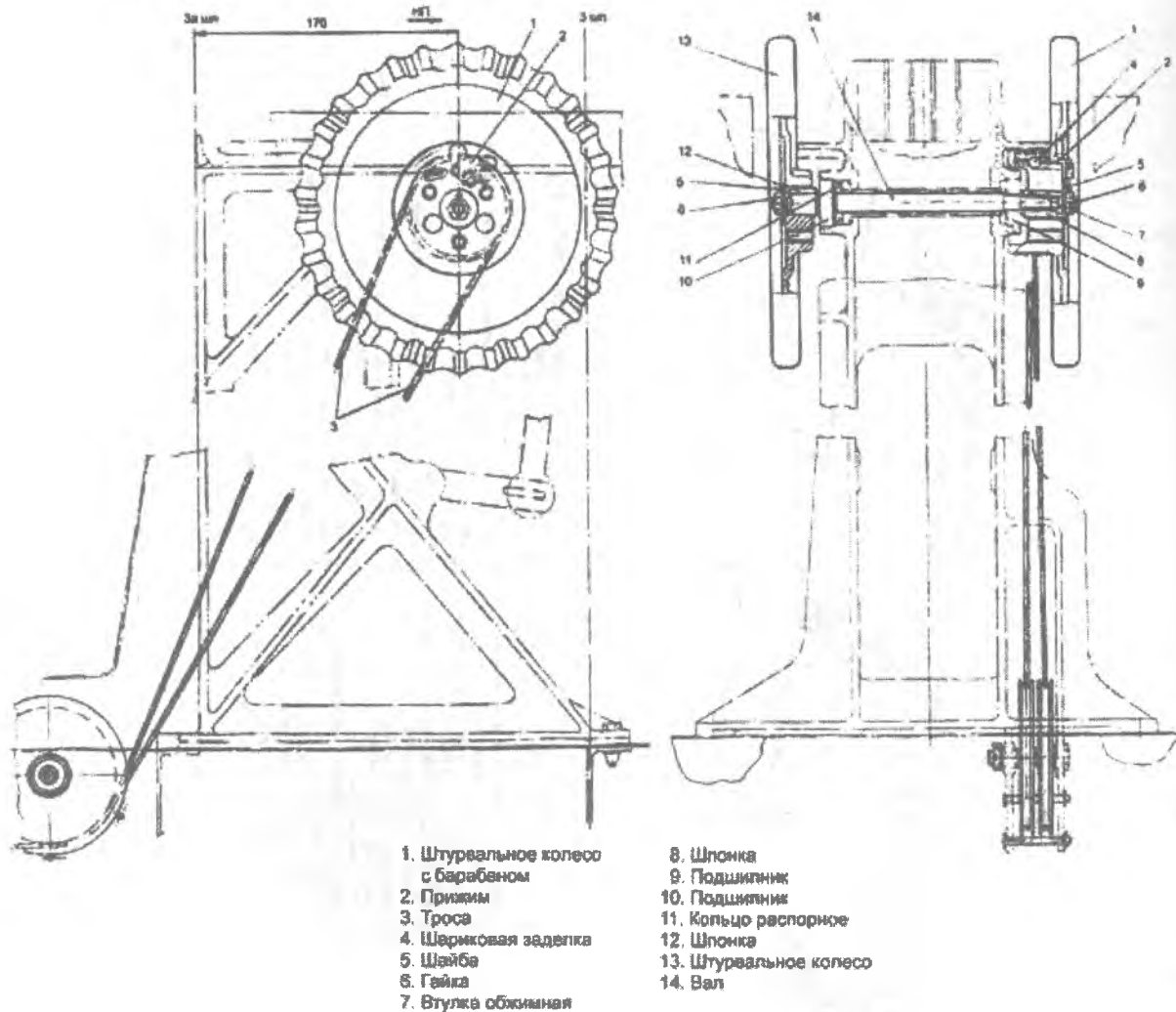


Рис. 4.24. Штурвальчик ручной балансировки

или электрического канала управления системы сохраняют работоспособность за счет работы исправного канала. При этом скорость перемещения закрылков и предкрылков уменьшается вдвое.

Перемещение закрылков, которые смонтированы на опорных механизмах, расположенных в подкрыльевых балках, осуществляют шариковые винтовые подъемники, соединенные с приводом жесткой трансмиссией (рис. 4.25).

Перемещение предкрылков с закрепленными на них рельсами также осуществляется винтовыми шариковыми подъемниками. В случае нарушения механической связи между левыми и правыми ветвями трансмиссий происходит их стопорение электромеханическими тормозами (рис. 4.26).

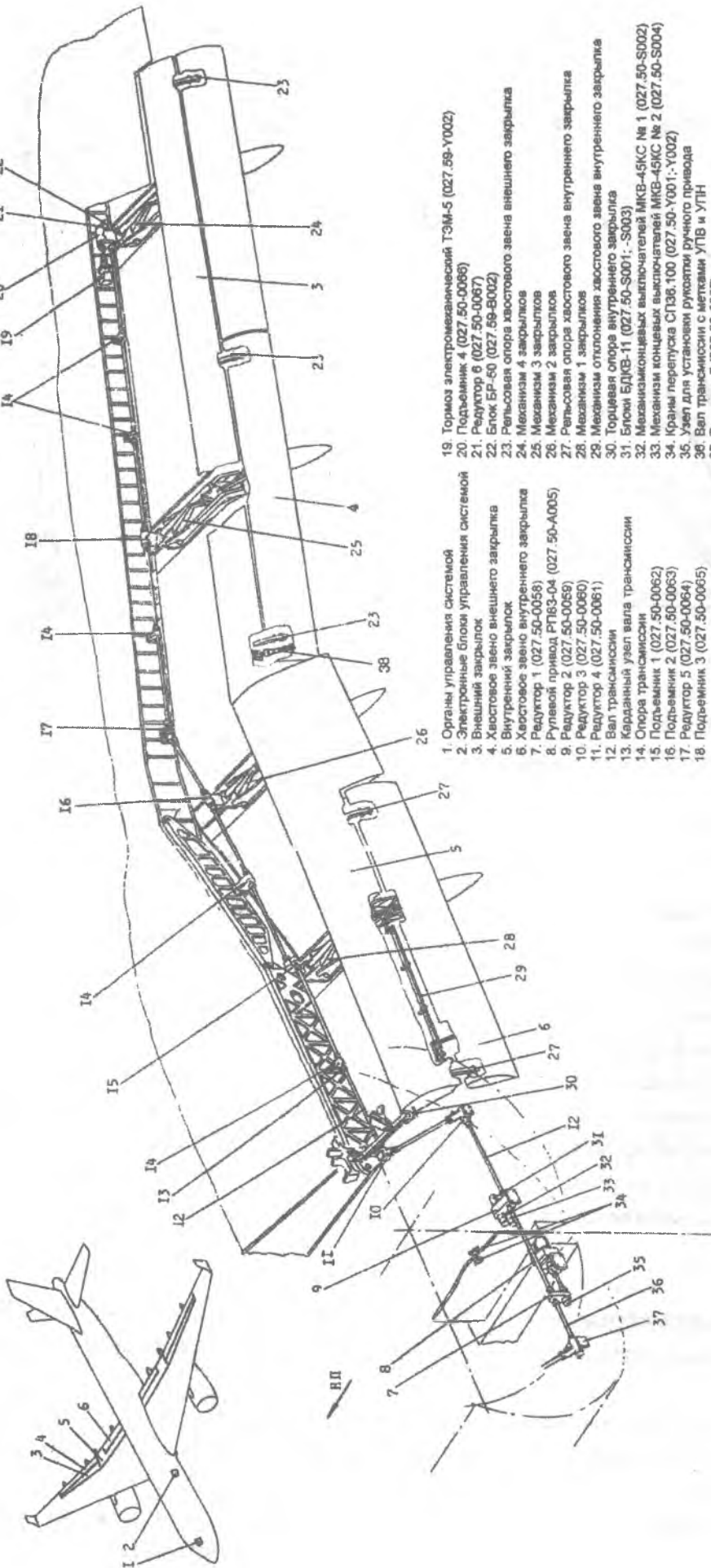
Системы управления закрылками и предкрылками обеспечивают три режима работы:

- 1) следящий с автоматической коррекцией – основной режим управления;
- 2) следящий;
- 3) резервный.

Режимы управления определяются положением кнопочного переключателя СЛЕДЯЩИЙ и положением колпачков переключателей резервного управления закрылками и предкрылками (рис. 4.27).

В первых двух режимах обеспечивается совместное управление закрылками и предкрылками от одной рукоятки управления, расположенной на среднем пульте пилотов. Рукоятка имеет следующие фиксированные положения «0, 8, 18, 26, 37».

Управление в резервном режиме раздельное для закрылков и предкрылков от двух переключателей резервного управления на панели взлетно-посадочных операций (ВПО).



1. Органы управления системой
 2. Электронные блоки управления системой
 3. Внешний закрывок
 4. Хвостовое звено внешнего закрывка
 5. Внутренний закрывок
 6. Хвостовое звено внутреннего закрывка
 7. Редуктор 1 (027.50-0056)
 8. Рулевой привод РТ183-04 (027.50-A005)
 9. Редуктор 2 (027.50-0059)
 10. Редуктор 3 (027.50-0060)
 11. Редуктор 4 (027.50-0061)
 12. Вал трансмиссии
 13. Карданный узел вала трансмиссии
 14. Опора трансмиссии
 15. Подъемник 1 (027.50-0062)
 16. Подъемник 2 (027.50-0063)
 17. Редуктор 5 (027.50-0064)
 18. Подъемник 3 (027.50-0065)

19. Тороз электромагнитический ТЭМ-5 (027.59-Y002)
 20. Подъемник 4 (027.50-0066)
 21. Редуктор 6 (027.50-0067)
 22. Блок БР-60 (027.59-B002)
 23. Рельсовая опора хвостового звена внешнего закрывка
 24. Механизм 4 закрывков
 25. Механизм 3 закрывков
 26. Механизм 2 закрывков
 27. Рельсовая опора хвостового звена внутреннего закрывка
 28. Механизм 1 закрывков
 29. Механизм отклонения хвостового звена внутреннего закрывка
 30. Торцевая опора внутреннего закрывка
 31. Блок БДКВ-11 (027.50-S001;-S003)
 32. Механизм конечных выключателей МКВ-45КС № 1 (027.50-S002)
 33. Механизм конечных выключателей МКВ-45КС № 2 (027.50-S004)
 34. Краины перекуса СП36.100 (027.50-Y001;-Y002)
 35. Узел для установки рукоятки ручного привода
 36. Вал трансмиссии с метками УПВ и УПН
 37. Редуктор 7 (027.50-0057)
 38. Пружинная тяга

Рис. 4.25. Схема управления закрывками

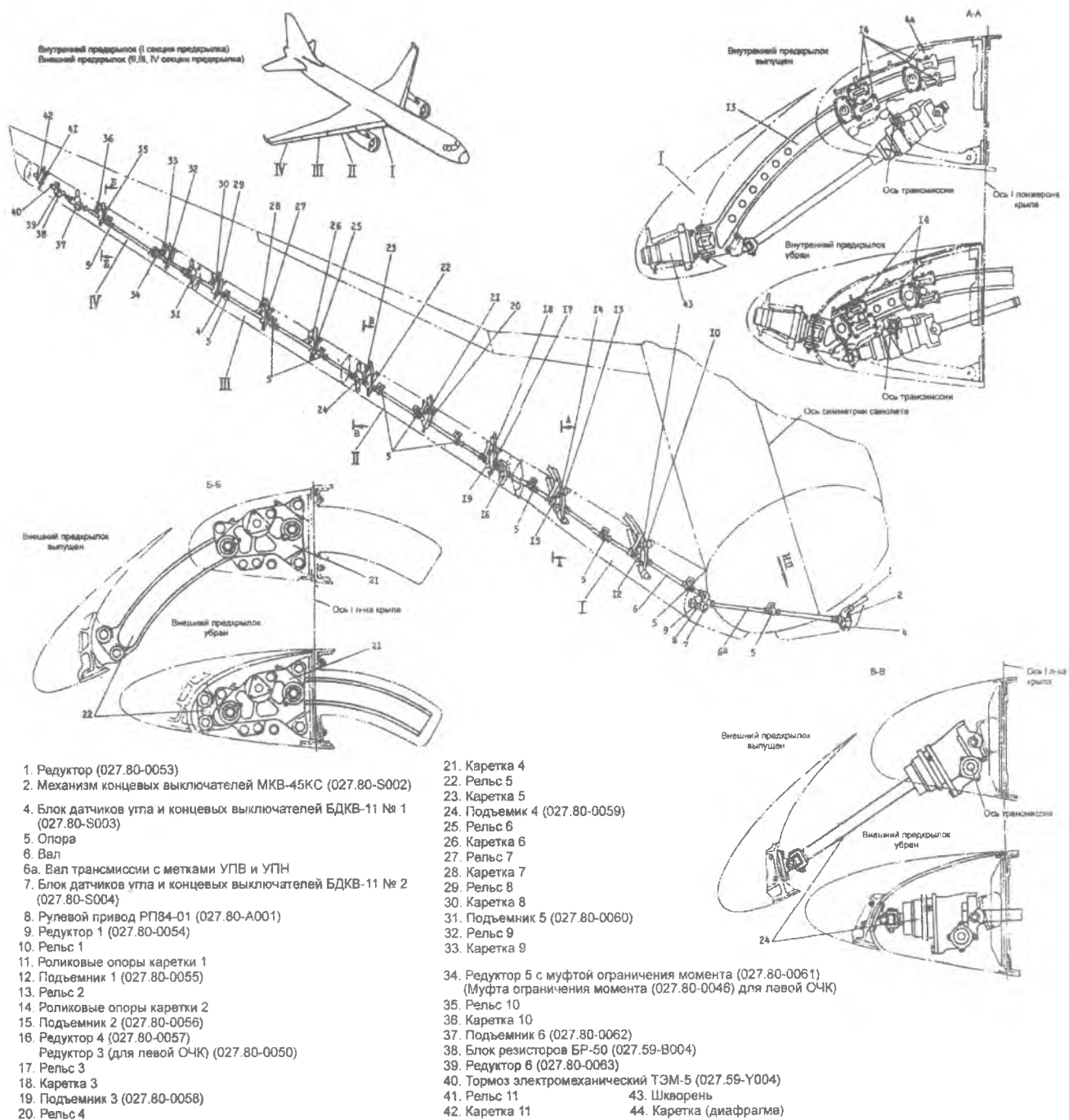


Рис. 4.26. Схема управления предкрылками

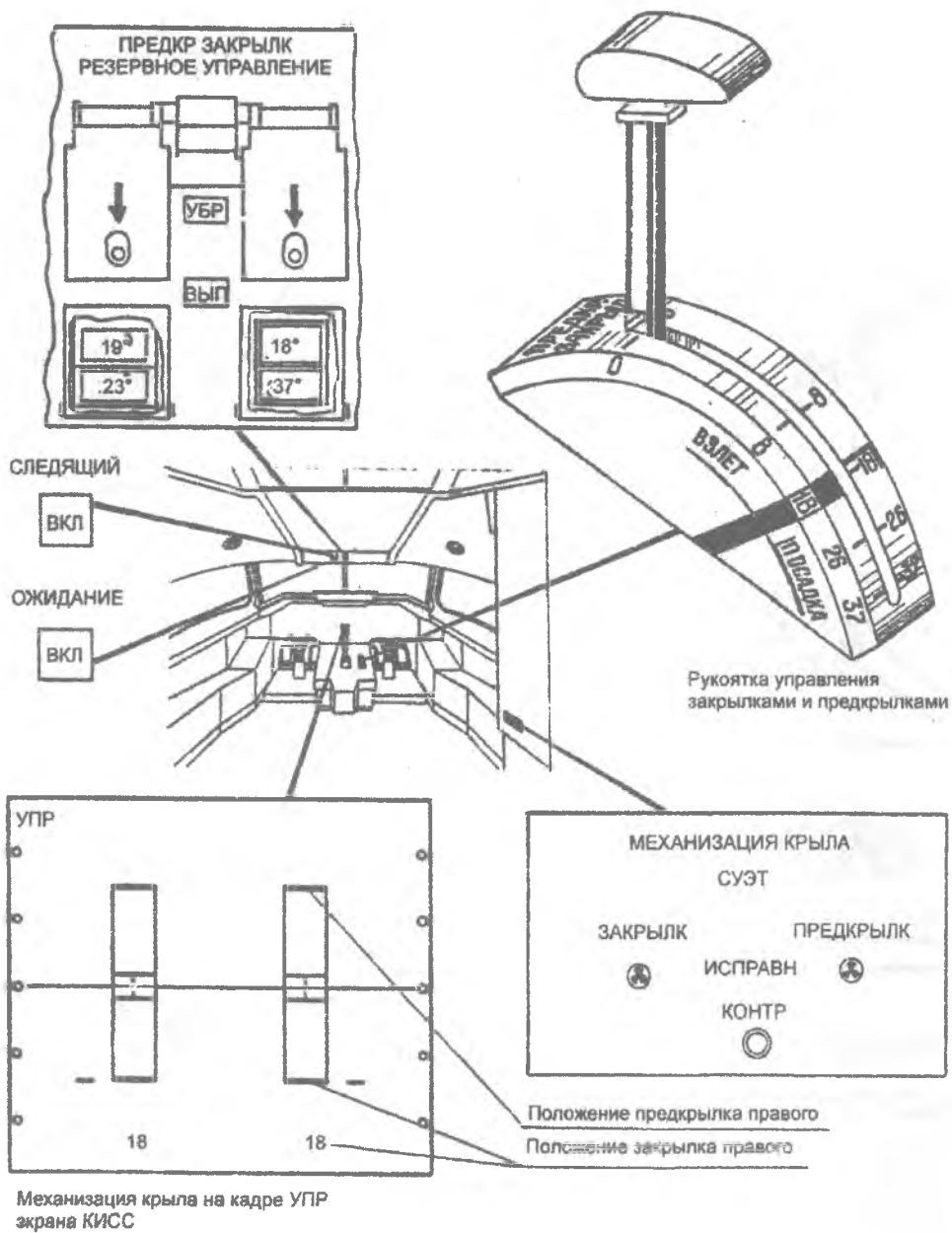


Рис. 4 27. Органы управления механизацией крыла

Управление предкрылками в режиме «Ожидание» осуществляется кнопочным переключателем (в основном режиме управления).

Работа закрылков и предкрылков, а также их отказы индицируются на экране комплексной информационной системы сигнализации (КИСС) с необходимыми рекомендациями экипажу при некоторых отказах. В случае полного отказа КИСС работа систем механизации крыла контролируется по светосигнальным табло резервной сигнализации закрылков и предкрылков, расположенных на панели ВПО.

В основном режиме управления (кнопочный переключатель СЛЕДЯЩИЙ отжат, колпачки переключателей резервного управления закрыты) при работе на земле автоматическая коррекция не включается и обеспечивается следящий режим. В этом случае:

а) при установке ручьятки управления из положения «0» на фиксатор «8» или «18» происходит выпуск предкрылков во взлетное положение 19° и при достижении предкрылками 10° начинают выпускаться закрылки в положение, заданное ручьяткой управления;

б) при установке рукоятки на фиксатор «26» или «37» предкрылки выпускаются в посадочное положение 23° , а закрылки в заданное рукояткой положение;

в) при уборке механизации закрылки перемещаются в заданное рукояткой положение, а предкрылки начинают перемещаться в убранное положение только при установке рукоятки на фиксатор «0» и после достижения закрылками угла менее 8° .

Включение автоматической коррекции происходит в воздухе при снятии сигналов ШАССИ ОБЖАТО.

При типовых режимах полета (взлет, посадка, уход на второй круг) автоматическая коррекция заключается в задержке перемещения закрылков и предкрылков в заданное рукояткой положение до достижения соответствующих скоростей полета, в результате чего выпуск (уборка) закрылков и предкрылков может осуществляться с несколькими перерывами, продолжительность и количество которых зависит от темпа торможения и разгона самолета.

При нарушении скоростного режима полета коррекция заключается:

а) в автоматической уборке (подуборке) закрылков, предкрылков при достижении максимально допустимых скоростей при данной конфигурации;

б) в автоматическом выпуске предкрылков в диапазоне угла $0^{\circ} \dots 23^{\circ}$ при достижении минимально допустимых скоростей полета при положении рукоятки управления закрылками на фиксаторе «0».

Включение следящего режима может выполняться двумя способами:

1) установкой рукоятки управления закрылками в положение, соответствующее действительному положению остановленных при автоматической коррекции закрылков;

2) нажатием кнопочного переключателя СЛЕДЯЩИЙ.

Включение резервного режима управления осуществляется открытием хотя бы одного колпачка переключателей резервного управления, а работа – перестановкой переключателей на выпуск (уборку).

5. АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

Повышение уровня безопасности полетов требует достаточно высокой степени автоматизации процесса управления самолетом на всех этапах полета. Возникает необходимость автоматизации процесса управления и совершенствования систем ручного управления с целью создания для пилотов приемлемых характеристик управляемости в широком диапазоне высот и скоростей полета, возможных центровок и полетных масс самолета. Необходимый уровень автоматизации обеспечивается бортовыми системами автоматического управления (САУ). Такие системы устанавливаются на всех современных самолетах. Различают два режима работы системы автоматического управления самолетом: режим штурвального управления и режим автономного автоматического управления. В первом – САУ улучшает характеристики устойчивости и управляемости самолета, сохраняет их в заданных пределах при всех возможных режимах и случаях полета. Во втором – на САУ возлагается организация всего процесса управления самолетом, а за пилотом сохраняются только функции контроля за работой САУ и принятия решений в нештатных ситуациях и при изменении режимов полета.

В первом и третьем подразделах главы рассматриваются основные характеристики продольной и боковой управляемости самолета с необратимой бустерной системой управления, формируются требования к системам автоматического управления. Во втором, четвертом и пятом подразделах приводятся сведения о системах продольного и бокового управления самолетом Ту-154 и их основных агрегатах. Описаны принципы построения системы автоматического управления по каналам тангажа, крена и рысканья, приведены и обоснованы основные законы управления самолетом Ту-154.

5.1. Характеристики продольной управляемости

Под управляемостью самолета понимают его способность изменять свое положение и режим полета в результате действий пилота, которые сводятся к перемещениям рычагов управления при приложении к ним определенных усилий. С количественной точки зрения управляемость характеризуется величиной изменения соответствующего параметра (перегрузки, угла атаки или крена, угловой скорости вращения) при отклонении руля на один градус, или при перемещении рычагов управления на один миллиметр, или при приложении пилотом усилий в один деканьютон.

Продольная управляемость самолета определяется следующими основными критериями:

градиент усилий на штурвальной колонке при перегрузке $P_B^n = \frac{dP_B}{dn_{ya}}$, который показывает, ка-

кое необходимо приложить усилие, чтобы перегрузка изменилась на единицу;

градиент отклонения штурвальной колонки по перегрузке $X_B^n = \frac{dX_B}{dn_{ya}}$, численно равный откло-

нению колонки, необходимому для изменения перегрузки на единицу.

Найдем соответствующие выражения для этих критериев.

Пусть самолет сбалансирован, тогда приближенно можно считать, что коэффициент продольного момента определяется формулой

$$m_z \approx m_{z_0} + m_z^{C_y} C_{ya} + m_z^\delta \delta_B = 0, \quad (5.1)$$

где m_{z_0} – коэффициент продольного момента относительно фокуса самолета:

$$m_z^{C_y} = \frac{\partial m_z}{\partial C_{ya}} = \bar{X}_T - \bar{X}_{Fc}, \quad (5.2)$$

$m_z^{C_y}$ – частная производная момента тангажа по коэффициенту C_{ya} ;

$\bar{X}_T - \bar{X}_{Fc}$ – безразмерные координаты центра масс и фокуса самолета;

$m_z^\delta = \frac{\partial m_z}{\partial \delta_B}$ – частная производная момента тангажа по углу отклонения руля высоты d_B ;

δ_B – угол отклонения руля высоты;

C_{ya} – коэффициент подъемной силы.

Из формулы (5.1) имеем потребное отклонение руля высоты для балансировки самолета

$$\delta_B = -\frac{1}{m_z^\delta} (m_{z_0} + m_z^{C_y} C_{ya}). \quad (5.3)$$

Введем понятие коэффициента подъемной силы, необходимого для совершения горизонтального полета ($n_{ya} = 1$):

$$C_{ya_{zn}} = \frac{mg}{qS}, \quad (5.4)$$

где m – масса самолета; g – ускорение силы тяжести; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор; S – площадь крыла.

Имея в виду, что

$$n_{ya} = \frac{C_{ya} q S}{mg},$$

из формулы (5.4) получим

$$C_{ya} = C_{ya_{zn}} n_{ya}. \quad (5.5)$$

Отклонение штурвальной колонки связано с отклонением руля высоты следующей линейной зависимостью:

$$X_B = (1/K_{ш}) d_B, \quad (5.6)$$

где $K_{ш} = \frac{d\delta_B}{aX_B}$ – передаточный коэффициент в системе продольного управления.

Учитывая формулы (5.3), (5.5) и (5.6), запишем следующее выражение для отклонения штурвальной колонки:

$$X_B = \frac{1}{K_{ш} m_z^\delta} (m_{z_0} + m_z^{C_y} C_{ya_{zn}} n_{ya}). \quad (5.7)$$

Дифференцируя соотношение (5.7) по n_{ya} и имея в виду выражение (5.4), получим формулу для градиента отклонения штурвальной колонки по перегрузке

$$X_B^n = -\frac{m_z^{C_y}}{K_m m_z^\delta} \cdot \frac{mg}{qS}. \quad (5.8)$$

Для нахождения градиента усилий по перегрузке P_B^n выпишем сначала выражение для усилий на штурвальной колонке:

$$P_B \approx -K_{ш} S_B b_{ab} k_{zo} q (m_{ш}^{\alpha_{zo}} \alpha_{zo} + m_{ш}^\delta \delta_B), \quad (5.9)$$

где S_B – площадь руля высоты, b_{ab} – средняя аэродинамическая хорда (САХ) руля высоты;

$k_{zo} = V_{zo}^2 / V^2$ – коэффициент торможения воздушного потока в области горизонтального оперения;

α_{zo} – угол атаки горизонтального оперения;

$$m_{ш}^{\alpha_{zo}} = \frac{\partial m_{ш}}{\partial \alpha_{zo}};$$

$$m_{ш}^\delta = \frac{\partial m_{ш}}{\partial \delta_B};$$

$m_{ш}$ – коэффициент шарнирного момента $M_{ш}$ (рис. 5.1).



Рис. 5.1. Кинематика управления тангажом самолета нормальной схемы

Подставив формулы (5.3) и (5.5) в соотношение (5.9), получим

$$P_B = -K_{ш} S_B b_{ab} k_{zo} q \left[m_{ш}^{\alpha_{zo}} \alpha_{zo} - \frac{m_{ш}^\delta}{m_z^\delta} (m_{zo} + m_z^{C_y} n_{ya} C_{ya_{zn}}) \right]$$

и возьмем производную по n_{ya} . В результате получим формулу для градиента усилий на штурвальной колонке по перегрузке

$$P_B^n = -K_{ш} S_B b_{ab} k_{zo} \frac{m_{ш}^\delta m_z^{C_y}}{m_z^\delta} \cdot \frac{mg}{S}. \quad (5.10)$$

Анализируя выражения (5.8) и (5.10), для критериев продольной управляемости можно сделать следующие выводы:

– градиент усилий по перегрузке P_B^n в отличие от X_B^n не зависит от режима полета, т.е. от скорости и высоты полета. Пилоту на любом режиме для изменения перегрузки (или подъемной аэродинамической силы $Y_a = n_{ya}mg$) на одну и ту же величину требуется приложить к штурвальной колонке одно и то же усилие, а перемещения колонки при этом будут различными;

– чем больше запас статической устойчивости $m_z^{C_y} = \bar{X}_T - \bar{X}_{Fc}$, тем «хуже» самолет управляем, т.е. для управления самолетом с большим $m_z^{C_y}$ требуются большие усилия на штурвальной колонке для создания одной и той же перегрузки.

Отсутствие зависимости показателя P_B^n от скоростного напора является весьма важным фактором, благодаря которому пилот при управлении самолетом на различных режимах полета испытывает одинаковые силовые ощущения, зависящие только от перегрузки, и по этим усилиям он судит об интенсивности выполняемого маневра.

При увеличении массы, геометрических размеров самолета и скоростей полета возрастают шарнирные моменты, а следовательно и усилия на рычагах управления, которые могут выйти за пределы физических возможностей человека. В этих случаях применяются системы управления с гидроусилителями (бустерами). Существует две схемы включения бустера в проводку управления. Если большая часть шарнирного момента руля воспринимается бустером и меньшая летчиком, система называется *обратимой*. В этом случае у летчика сохраняется естественное «чувство» управления самолетом – по усилиям он судит о поведении самолета. При отказе гидроусилителя система управления превращается в обычную механическую систему прямого ручного управления. Возможность применения обратимых систем ограничивается существенным изменением аэродинамических характеристик и значительным перемещением центра давления на поверхностях управления при околозвуковых скоростях полета. При этом резко изменяются шарнирные моменты рулей и усилия на рычагах управления, поэтому применять обратимую схему включения гидроусилителей можно только на самолетах, не достигающих высоких скоростей полета. На околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета используется *необратимая схема* включения бустеров.

При необратимом бустерном управлении пилот подает лишь сигналы о потребном отклонении поверхности управления и мощные гидроусилители устанавливают поверхность в нужное положение. К рычагам управления летчика аэродинамическая нагрузка (шарнирный момент) в этом случае не передается. Для перемещения командных рычагов пилот прилагает лишь небольшие усилия, необходимые для перемещения золотников гидроусилителей. Управлять самолетом, не ощущая усилий на штурвале, а ориентируясь только по его положению, практически невозможно из-за того, что в этом случае нарушается связь между усилиями управления и перегрузкой. Летчик теряет «чувство» управления самолетом. Поэтому при необратимой схеме включения бустера в проводки управления устанавливаются разного рода загрузочные механизмы, создающие искусственным путем усилия на рычагах управления. Простейшим загрузочным механизмом является пружинный загрузочный механизм. Для улучшения характеристик пружинного загрузочного механизма при малых отклонениях рычагов управления применяют механизмы загрузки с предварительной затяжкой пружины. Линейная характеристика обжатия пружины не обеспечивает желаемого постоянства градиента усилий по перегрузке при изменении режимов полета. Усилие, создаваемое линейным пружинным загрузочным механизмом,

$$P_n = cX_B - (c/K_{ш})\delta_B,$$

где c – жесткость пружины.

Подставляем выражение (5.3) в эту формулу

$$P_B = \frac{c}{K_{\text{ш}} m_z^\delta} (m_{z_0} + m_z^{C_y} C_{y_{a_{2n}}} n_{ya});$$

берем производную по n_{ya}

$$P_B^n = \frac{c m_z^{C_y}}{K_{\text{ш}} m_z^\delta} C_{y_{a_{2n}}}$$

и с учетом формулы (5.4) получаем

$$P_B^n = \frac{c m_z^{C_y}}{K_{\text{ш}} m_z^\delta} C_{y_{a_{2n}}} \cdot \frac{mg}{qS} \quad (5.11)$$

Из формулы (5.11) видно, что для создания заданной перегрузки на малых скоростях требуются большие усилия, чем при полете на больших скоростях. Для обеспечения постоянства показателя управления (5.11) необходимо, чтобы передаточное отношение от колонки к рулю высоты было переменным, т.е. подчинялось следующему закону:

$$K_{\text{ш}} \sim \frac{m_z^{C_y} m}{m_z^\delta q} \quad (5.12)$$

Загрузочные механизмы с коррекцией по скоростному напору $K_{\text{ш}} \sim 1/q$ обеспечивают приемлемый характер показателя (5.11) на докритических режимах полета, когда практически не изменяется положение фокуса самолета \bar{X}_{Fc} и остаются постоянными масса и центровка самолета $\bar{X}_T (m_z^{C_y} = \bar{X}_T - \bar{X}_{Fc} \approx \text{const})$.

Для корректировки показателя P_B^n по перегрузке используют в проводке управления несбалансированный груз массой m_δ , который вследствие увеличения силы инерции ($m_\delta g \Delta n_{ya}$) создает дополнительное усилие на штурвальную колонку, повышая градиент на $P_B^n \sim m_\delta g$. Но при резком отклонении колонки в начале маневра перегрузка еще не успевает возрасти — $\Delta n_{ya} \approx 0$, вследствие чего действие груза бесполезно.

Имеется большое разнообразие автоматов изменения передаточного отношения $K_{\text{ш}}$ пневмомеханического и электромеханического типа, однако всем им присущи два недостатка: сложность и узкий диапазон применения. В подразделе 5.2 можно ознакомиться с простым и надежным устройством изменения передаточного отношения по закону (5.12), что обеспечивает постоянство показателя продольной управляемости P_B^n дозвукового самолета с бустерной необратимой системой.

5.2. Система продольного управления

5.2.1. Режим штурвального управления

Система управления самолетом Ту-154 построена на необратимых бустерных усилителях, имитация усилий на рычагах управления производится с помощью пружинных загрузателей. Эффективное пилотирование самолетом в летном диапазоне высот и скоростей при большом диапазоне центровок ($X_T = (0,18 \dots 0,44) b_{\text{сax}}$) и полетных массах самолета ($m = 50 - 92$ т) возможно только с помощью САУ, в задачу которой входит:

- улучшение характеристик устойчивости и управляемости во всем диапазоне высот и скоростей при ручном пилотировании;
- обеспечение стабилизации углового положения самолета относительно связанных осей координат;
- стабилизация барометрической высоты полета, воздушной скорости и числа Маха;
- обеспечение полета с заданным углом крена и разворота на заданный угол курса;
- реализация набора высоты и снижения;
- автоматическое управление самолетом при полете по маршруту и при заходе на посадку.

В режиме штурвального управления обеспечивается улучшение демпфирующих свойств самолета и постоянство усилий на штурвальной колонке по перегрузке P_B^n независимо от скорости и высоты полета, массы и центровки самолета. На рисунке 5.2 приведена структурная схема автоматического управления канала тангажа.

В состав системы управления входят следующие основные элементы: штурвальная колонка 1, ограничительные упоры 2, тяги управления 3, основной (взлетно-посадочный) пружинный загрузчик (ПЗ) 4, дополнительный (полетный) пружинный загрузчик 5, датчик положения строенный ДПС-1 6, механизм эффекта триммирования 7, датчик положения строенный ДПС-1 8, датчик угловой скорости 9, вычислительно-усилительное устройство 10, дифференциальная качалка 11, рулевой агрегат 12, пружинная тяга 13, рулевой привод руля высоты 14, руль высоты 15, центрирующая пружина рулевого агрегата 16.

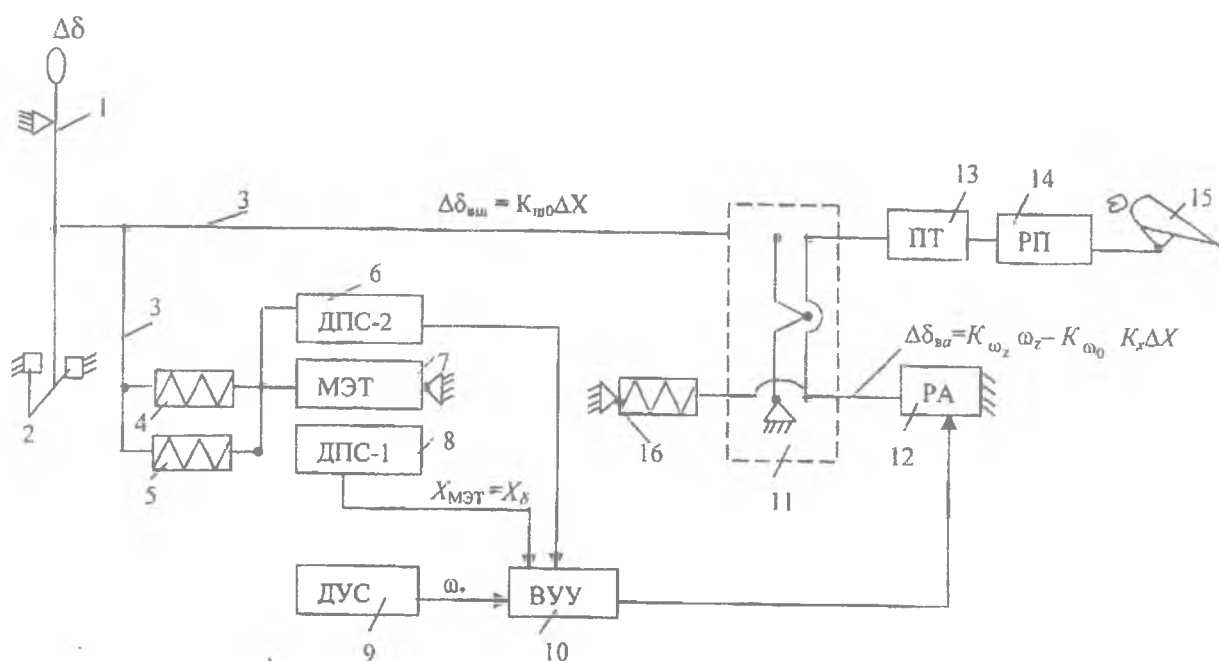


Рис. 5.2. Структурная схема системы управления рулем высоты

На малых скоростях при взлете и заходе на посадку, когда для маневрирования требуются большие расходы рулей и, следовательно, рычагов управления, в системе управления устанавливается более «слабая» нагрузка с помощью взлетно-посадочного загрузчика (рис. 5.3), имеющего достаточно мягкую пружину ($c = 0,14$ даН/мм).

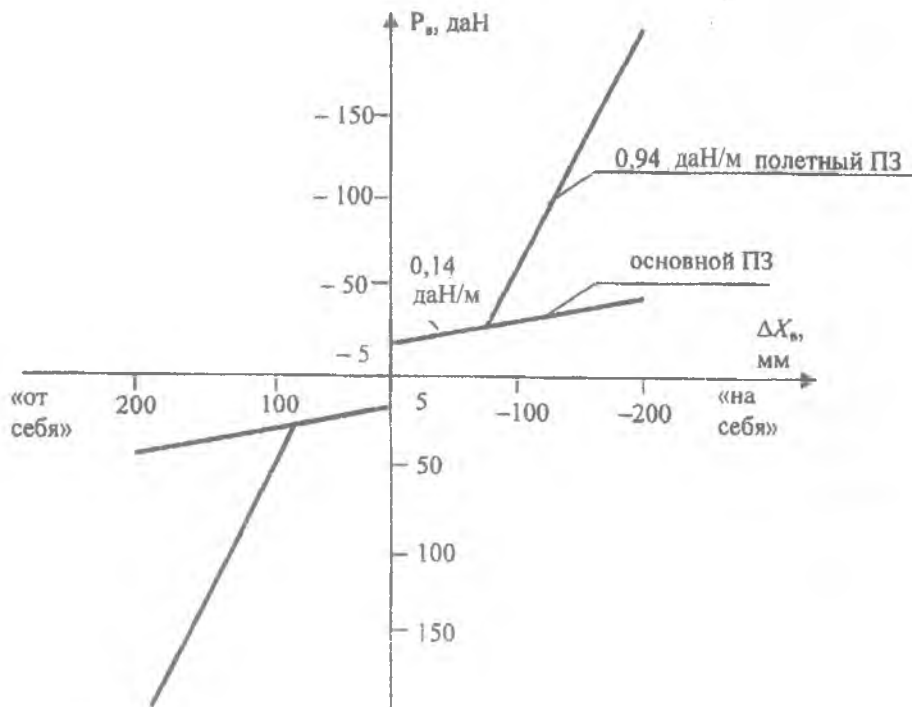


Рис. 5.3. Зависимость усилий на штурвальной колонке от ее перемещения

При переходе на большие скорости полета после уборки закрылков включается полетный загрузатель ($c = 0,94$ даН/мм), который вступает в действие, когда приращение перегрузки превысит значение $|\Delta n_{ya}| \geq 0,7$, что соответствует ходу колонки штурвала $\Delta X_{в} \pm 75$ мм от стриммированного положения.

При $|\Delta n_{ya}| < 0,7$ обеспечивается удобное управление с достаточно малым градиентом усилий по перегрузке. При создании перегрузок, выходящих за указанный диапазон $n_{ya} = 0,3 \dots 1,7$ в работу включается полетный пружинный загрузатель и существенно возрастают усилия, потребные для дальнейшего отклонения штурвала, предупреждая тем самым пилота от преднамеренного увеличения перегрузки. Это свойство сохраняется только в том случае, когда самолет во время полета балансируется по усилиям триммирующим механизмом. Для лучшего восприятия летчиком малых отклонений рычагов управления применяются пружинные загрузатели с предварительной затяжкой.

В установившемся режиме полета руль высоты должен находиться в балансирующем положении, которое зависит от скорости, высоты полета, массы и центровки самолета. При изменении режима полета руль высоты необходимо установить в новое балансирующее положение и удерживать его в новом положении, прикладывая к рычагу управления постоянное усилие, компенсирующее шарнирный момент руля. В системе управления с необратимыми бустерными усилителями постоянные усилия в проводке управления, потребные на балансировку, создаются пружинными загрузателями, поэтому устранить их аэродинамическими триммерами невозможно. Снимают эти усилия смещением нейтрального положения загрузочной пружины с помощью специального электромеханизма, который имитирует эффект действия триммера и поэтому получил название *механизма эффекта триммирования* (МЭТ). Управление МЭТ производится с помощью трехпозиционного переключателя «пикир.–кабрир.», установленного на штурвальной колонке. В полете с помощью этого переключателя пилот при изменении условий полета постоянно балансирует

самолет. В этом случае датчик положения строенной ДПС-1 будет измерять балансировочное положение штурвальной колонки, равное триммированному:

$$X_{\text{МЭТ}} = X_6. \quad (5.13)$$

Датчик положения ДПС-2 измеряет отклонение штурвала от балансировочного (стриммированного) положения:

$$\Delta X = X_{\text{ш}} - X_6 \quad (5.14)$$

которое возникает, если происходит маневр с изменением перегрузки n_{ya} .

Проводка управления рулем высоты одинарная, поэтому для обеспечения возможности аварийного управления при отказе одной половины руля высоты используются пружинные тяги, которые имеют усилие предварительной затяжки, равное 80 даН. Далее при увеличении усилия длина тяги изменяется по линейному закону (рис. 5.4).

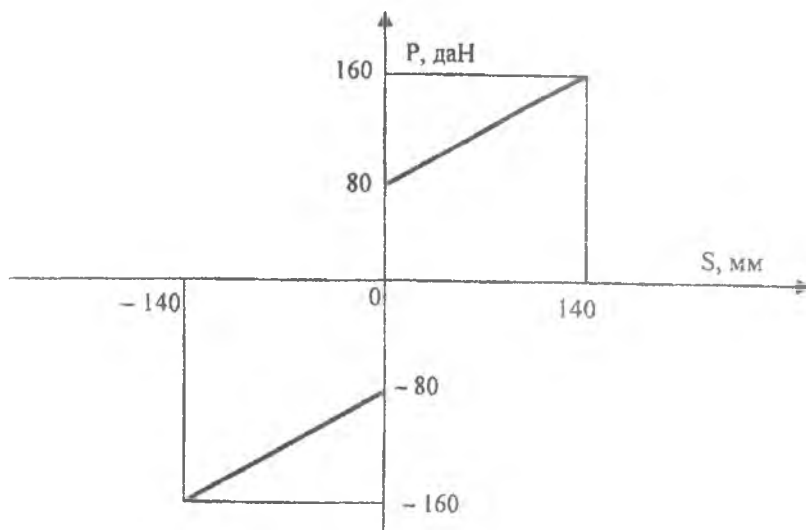


Рис.5.4. Диаграмма обжатия пружинной тяги

В системе управления рулем высоты установлено два рулевых привода РП-56. Рулевой привод РП-56 является трехкамерным необратимым следящим гидроусилителем с жесткой обратной связью. Усиление мощности создается за счет энергии рабочей жидкости, подводимой к приводу. Питание к приводу подводится одновременно от трех независимых гидросистем, каждая из которых питает только одну отдельную камеру привода. Привод сохраняет работоспособность при отказе одной или двух гидросистем. Максимальное усилие, развиваемое при работе трех каналов, равно 4100 даН, двух каналов – 2600 даН, одного – не менее 1000 даН.

Электрогидравлический рулевой агрегат РА-56 имеет три автономных электрических и гидравлических подканала. Три штока рулевого агрегата кинематически связаны выходным звеном с дифференциальной качалкой (рис. 5.5).

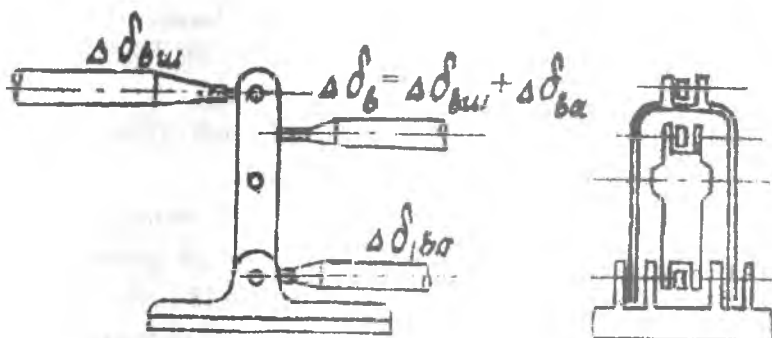


Рис. 5.5. Дифференциальная качалка

Система управления $\Delta\delta_{ва}$ формируется в вычислительно-усилительном устройстве по трем независимым, параллельно и одновременно работающим подканалам. При возникновении неисправности в одном из подканалов перемещение штока этого подканала будет отличаться от перемещения других штоков, что позволяет с помощью механического кворум-элемента определить и отключить неисправный подканал. В случае если возникает неисправность еще в одном подканале, продольный канал управления считается отказавшим и отключается.

Центрирующая пружинная тяга применяется в управлении рулем высоты для возвращения в нейтральное положение и удержания в этом положении выходного звена рулевого агрегата РА-56 в случае выключения системы автоматического управления. Диаграмма обжатия центрирующей пружины представлена на рис. 5.6.

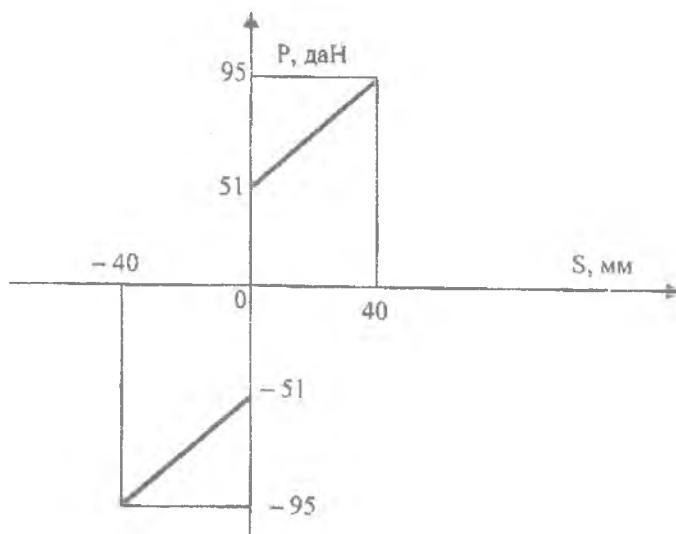


Рис.5.6. Диаграмма обжатия центрирующей пружины

Датчик угловой скорости (ДУС) представляет собой двухстепенной гироскоп и служит для измерения угловой скорости тангажа ω_z . Подробно принцип действия ДУСа рассмотрим на примере датчика угловой скорости рысканья.

Дифференциальная качалка представляет собой механическое звено, на котором происходит сложение перемещений от штурвальной колонки $\Delta\delta_{вш}$ и рулевого агрегата РА-56 системы автоматического управления $\Delta\delta_{ва}$ и передачи суммарного перемещения ($\Delta\delta_{в} = \Delta\delta_{вш} + \Delta\delta_{ва}$) на рулевой привод РП-56 руля высоты (см.рис. 5.5).

Система автоматического продольного управления помимо элементов, представленных на структурной схеме (рис. 5.2), включает также:

- механизм торможения штурвальных колонок при достижении предельных допустимых значений угла атаки $\alpha_{доп}$ и допустимого значения перегрузки $\alpha_{уа доп}$, усилия на себя» на штурвальной колонке скачкообразно увеличиваются на 26 ± 7 даН, а при перемещении колонки «от себя» дополнительные усилия не создаются;

- следующую тягу для отключения режима автоматической стабилизации тангажа при отклонении колонки пилотом.

Задачи, решаемые системой управления самолетом Ту-154, тесно связаны с его аэродинамическими и летно-техническими характеристиками – это большой диапазон высот (0 ... 1200 м) и скоростей (250 ... 950 км/ч), широкий диапазон центровок (0,18 ... 0,44 в долях САХ) и масс (50 ... 92 т). Поведение и пилотирование самолета в зависимости от перечисленных факторов было бы столь разнообразным, что пилоту при необратимой бустерной системе управления каждый раз

надо было привыкать как бы к новому самолету, поскольку основной показатель продольной управляемости P_B^n существенно меняется в зависимости от перечисленных факторов.

Система автоматического управления, несмотря на разнообразие эксплуатационных условий обеспечивает улучшение демпфирующих свойств самолета и малое изменение показателя продольной управляемости – градиента усилий на штурвальной колонке по перегрузке P_B^n .

Отклонение руля высоты от балансировочного положения будет

$$\Delta\delta_B = \Delta\delta_{вш} + \Delta\delta_{ва}, \quad (5.15)$$

где $\Delta\delta_{вш}$ – перемещение руля высоты непосредственно от штурвальной колонки;

$\Delta\delta_{ва}$ – перемещение руля высоты от рулевого агрегата САУ.

Перемещение руля высоты за счет непосредственного отклонения колонки управления

$$\Delta\delta_{вш} = K_{ш0} \Delta X, \quad (5.16)$$

где $K_{ш0}$ – коэффициент передачи от штурвальной колонки к рулю высоты (0,11 град/мм);

$\Delta X = X_{ш} - X_0$ – отклонение штурвальной колонки от балансировочного (стриммированного) положения (см. формулы (5.13), (5.14)).

Передаточное отношение непосредственно от штурвальной колонки к рулю высоты (см. формулу (5.16)) определяется как отношение полного отклонения руля высоты к полному ходу штурвальной колонки:

$$K_{ш0} = \frac{\delta_B^+ - \delta_B^-}{X_B^+ - X_B^-} = \frac{16^\circ \pm 29^\circ}{144 + 2631} = 0,111 \text{ град/мм},$$

где δ_B^+, δ_B^- – предельные отклонения руля высоты соответственно вверх и вниз;

X_B^+, X_B^- – ход штурвальной колонки соответственно «от себя» и «на себя».

Рулевой агрегат САУ дополнительно отклоняет руль высоты на угол

$$\Delta\delta_{ва} = K_{ш0} K_x \Delta X + K_{\omega z} \omega_z, \quad (5.17)$$

где K_x – передаточный коэффициент управляемости;

$K_{\omega z}$ – передаточное число демпфера тангажа (отклонение руля высоты в градусах, приходящихся на один градус в секунду угловой скорости тангажа $K_{\omega z} - 1$ град/(град/с);

ω_z – угловая скорость тангажа.

Второй член в законе (5.17) представляет собой отклонение руля высоты за счет работы рулевого агрегата, создающее искусственное демпфирование (демпфер тангажа) при наличии угловой скорости тангажа самолета. По мере нарастания угловой скорости тангажа ($\omega_z > 0$) самолет идет на кабрирование, при этом демпфер тангажа отклоняет руль высоты вниз от балансировочного положения на угол ($\Delta\delta_{ва} = K_{\omega z} \omega_z > 0$). Создается момент, препятствующий нарастанию угловой скорости тангажа.

Первое слагаемое в законе управления рулем высоты (5.17) обеспечивает в продольном канале управления примерное постоянство градиента усилий на штурвальной колонке по перегрузке. При этом необходимо, чтобы передаточное отношение от колонки к рулю высоты с учетом работы системы автоматического управления изменялось по закону (5.12), т.е. изменялось в зависимости от режима полета, массы и центровки самолета.

Рассмотрим отдельно первое слагаемое из закона (5.17):

$$\Delta\delta_{ва1} = -K_{ш0} K_x \Delta X. \quad (5.18)$$

Передаточное отношение с учетом работы САУ можно определить из формул (5.15), (5.16) и (5.18) следующим образом:

$$\Delta\delta_B = \Delta\delta_{\text{вш}} \Delta\delta_{\text{ва}1} - K_{\text{ш}0} (1 - K_x)DX$$

или

$$K_{\text{ш}} - K_{\text{ш}0} (1 - K_x). \quad (5.19)$$

Пусть коэффициент управляемости K_x выбран в виде

$$K_x = (X_6 - X_1) / X_2, \quad (5.20)$$

где $X_6 = 1 / K_{\text{ш}0} \delta_{\text{вб}}$ – балансирующее положение штурвальной колонки;

X_1, X_2 – постоянные величины, подлежащие определению.

Балансирующее положение руля высоты с учетом (5.3) и (5.5) можно представить следующим образом:

$$\delta_{\text{вб}} = -\frac{1}{m_z^\delta} (\omega_{z0} + m_z^{C_y} C_{y_{\text{гн}}} n_{ya}) ..$$

Если полагать, что до начала управления самолет совершает прямолинейный полет с постоянной скоростью, то нормальная перегрузка определяется формулой $n_{ya} = \cos\Theta$. Снижение или набор высоты среднемагистрального самолета производится с углами наклона траектории Θ , не превышающими по абсолютной величине 20° ($\cos\Theta \approx 1$). Это позволяет окончательно записать приближенную формулу для балансирующего угла отклонения руля высоты в виде

$$\delta_{\text{вб}} = -\frac{1}{m_z^\delta} (\omega_{z0} + m_z^{C_y} C_{y_{\text{гн}}} \frac{mg}{qS}),$$

где производная m_z^δ для самолетов нормальной схемы всегда меньше нуля.

С ростом скорости балансирующий угол руля высоты для статически устойчивого самолета ($m_z^{C_y} < 0$) увеличивается (рис. 5.7).

Балансировка самолета осуществляется путем отклонения с помощью нажимных выключателей «пикир.–кабрир.» штурвальной колонки «от себя», при этом руль высоты отклоняется вниз на угол $\Delta\delta_B = K_{\text{ш}0} \Delta X$. Когда самолет будет сбалансирован, штурвальная колонка займет положение, соответствующее следующему значению:

$$X_\sigma = \frac{\delta_{\text{вб}}}{K_{\text{ш}0}} = -\frac{1}{m_z^\delta K_{\text{ш}0}} \left(m_{z0} + \frac{m_z^{C_y} mg}{qs} \right). \quad (5.21)$$

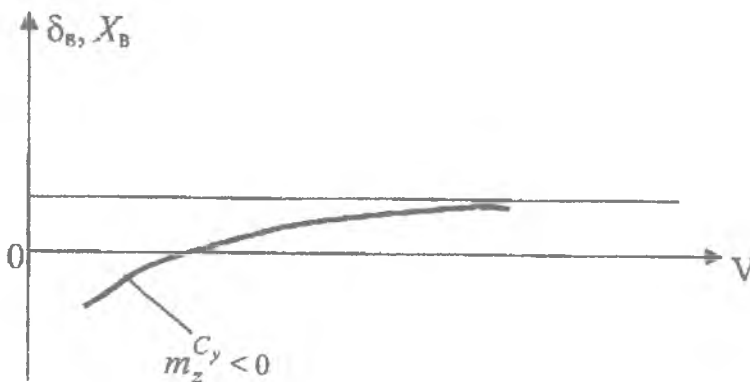


Рис. 5.7. Балансирующая кривая

Подставим формулу (5.21) в выражение (5.20), а затем полученное выражение в (5.19) и запишем передаточное отношение с учетом САУ в следующем виде:

$$K_{ш} = \left[\frac{K_{ш0}(X_2 + X_1)}{X_2} - \frac{m_{z0}}{X_2 m_z^\delta} \right] + \frac{g}{X_2 S} \cdot \frac{m_z^{C_y} m}{m_z^\delta q} \quad (5.22)$$

Для обеспечения постоянства градиента усилий по перегрузке необходимо, чтобы выполнялось условие (5.12), а это означает, что выражение, стоящее в квадратных скобках в формуле (5.22) должно обращаться в ноль, т.е.

$$K_{ш} m_z^\delta (X_2 + X_1) - m_{z0} = 0. \quad (5.23)$$

В этом случае градиент усилий по перегрузке с учетом выражения (5.11) запишется в виде

$$P_B^n = -cX_2. \quad (5.24)$$

Величина постоянной X_2 выбирается из условия обеспечения приемлемого значения градиента P_B^n . Для самолета Ту-154 $X_2 = 120$ мм, что соответствует следующим значениям градиента:

при работе основного пружинного загрузителя $|\Delta n_{ya}| \leq 0,7$ (см.рис. 1.3)

$$|P_B^n| = 0,14 \cdot 120 = 16,8 \text{ даН,}$$

при работе полетного пружинного загрузителя $|\Delta n_{ya}| > 0,7$ (см.рис. 1.3)

$$|P_B^n| = 0,94 \cdot 120 = 112,8 \text{ даН.}$$

При известном значении X_2 из равенства (5.23) для некоторых средних значений коэффициентов m_z^δ и m_{z0} находится величина постоянной X_1 , для самолета Ту-154 $X_1 = 20$ мм.

Для самолетов с бустерной необрагимой системой помимо показателя P_B^n часто используется другой показатель управляемости – расход бустерной штурвальной колонки по перегрузке:

$$X_B^n = \frac{\partial X_B}{\partial n_{ya}} = \frac{P_B^n}{c} = X_2. \quad (5.25)$$

Необходимо учитывать, что аэродинамические коэффициенты m_z^δ и m_{z0} изменяются в зависимости от режима полета (в основном числа Маха), поэтому, строго говоря, в выражениях (5.23) – (5.25) следует поставить знак приближенного равенства. И показатели управляемости при всех режимах полета сохраняют примерно постоянные значения. Значение параметра P_B^n изменяется в диапазоне 14 ... 18 даН, а параметры X_B^n – 100 ... 120 мм. Коэффициент управляемости K_x в законе (5.18) определяется по формуле (5.20) $K_x = (X_0 - 20)/120$. Графическая зависимость коэффициента управляемости K_x от балансировочного положения штурвальной колонки представлена на рис. 5.8.

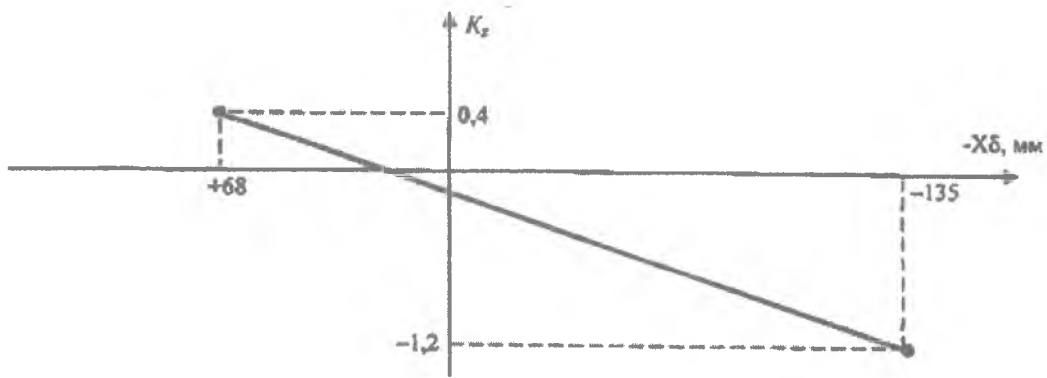


Рис.5.8. Зависимость коэффициента управляемости от положения штурвальной колонки

При уменьшении массы самолета, смещении центра масс назад ($m_z^{C_y}$ уменьшается) и увеличении скорости полета балансирующее значение угла отклонения руля высоты увеличивается, т.е. руль высоты перемещается вниз, а в соответствии с выражением (5.21) штурвальная колонка перемещается вперед -- «от себя». При этом коэффициент управляемости K_x увеличивается, а следовательно, общий передаточный коэффициент $K_{ш}$ (см. формулу (5.19)) уменьшается.

Рассмотрим пример. Пусть самолет Ту-154 массой $m = 65000$ кг и с центровкой $X_T = 0,33$ совершает полет на высоте $H = 6000$ м. В таблице 5.1 приведены основные характеристики управляемости для двух различных скоростей полета.

Таблица 5.1

Скорость, км/ч	$\delta_{вб}$, град	X_b , мм	K_x	X_B^n , мм	P_B^n , даН	$K_{ш}$, град/мм
$V = 480$	-2	-18	-0,32	119	16,52	0,145
$V = 820$	+5,8	+65	+0,37	118	16,66	0,070

Как видно из таблицы, с ростом скорости передаточное отношение $K_{ш}$ уменьшается, следовательно, при одном и том же отклонении штурвальной колонки ΔX руль высоты будет отклоняться на меньший угол. При этом градиенты усилий и перемещений по перегрузке на самолете Ту-154 удовлетворяют требованиям к единым нормам летной годности, в соответствии с которыми

$$P_B^n > 10 \text{ даН}, \quad X_B^n > 50 \text{ мм}.$$

Разберем некоторые возможные отказы в системе продольного управления, имея в виду, что «чем серьезнее последствия отказа, тем меньше должна быть вероятность его появления».

1. Отказ демпфера тангажа приводит к ухудшению затухания колебаний и увеличению заброса по перегрузкам. Поэтому необходима более плавная и соизмеренная работа штурвалом при изменении режимов полета.

2. При отказе АБСУ градиенты усилий и перемещений штурвальной колонки будут существенно зависеть от режима полета, массы и центровки самолета. Балансировка самолета не зависит от работы АБСУ и осуществляется с помощью механизма эффекта триммирования, поэтому изменится пилотирование только на переходных режимах полета. Расходы штурвальной колонки, потребные для увеличения угла атаки и создания перегрузки, на больших скоростях ($V_{пр} = 580$ км/ч) уменьшаются в 1,5 – 2 раза, а на малых скоростях ($V_{пр} = 260$ км/ч) увеличиваются в 1,5 – 2 раза. Самолет будет отличаться большей легкостью продольного управления при полете на больших скоростях и «затяжеленным» управлением при полете на малых скоростях.

3. Серьезным отказом считается выход из строя механизма триммирования, поскольку при

этом изменяется пилотирование самолетом не только на переходных, но и на установившихся режимах. Для балансировки самолета необходимо постоянно прикладывать усилия на штурвале. При этом отказе следует отключить дополнительный (полетный) пружинный загрузатель, что приведет к уменьшению возможных усилий на штурвале.

4. Наиболее серьезным отказом механизма триммирования является самопроизвольный уход полностью «от себя» при передних центровках и полностью «на себя» при задних центровках на крейсерском режиме полета.

5. Отказом, приводящим к катастрофическим последствиям, является выход из строя гидравлического рулевого привода рулем высоты. Трехкратное резервирование гидросистемы и гидропривода практически исключает вероятность такого отказа.

5.2.2. Режим автоматического управления

В режиме автоматического управления осуществляется полет с заданным углом тангажа, полет с постоянной воздушной скоростью, с постоянным числом Маха и с постоянной барометрической высотой. Управление производится посредством изменения положения руля высоты. Закон управления рулем высоты содержит составляющие от сигнала автоматической балансировки управляющего сигнала, демпфера тангажа и сигнала, компенсирующего падение высоты при крене:

$$\Delta\delta_{\text{в}} = \Delta\delta_{\text{вс}} + \Delta\delta_{\text{упр}} + K_{\omega_z} \omega_z - K_{\gamma} |\gamma|, \quad (5.26)$$

где $\Delta\delta_{\text{вс}}$ – отклонение руля высоты при автоматической балансировке;

$\Delta\delta_{\text{упр}}$ – отклонение руля высоты, зависящее от режима управления;

K_{γ} – передаточный коэффициент ($K_{\gamma} > 0$);

γ – угол крена.

Изменение балансирующего положения руля высоты в процессе полета приводит к изменению угла тангажа. Если рассогласование между текущим и заданным значениями угла тангажа не превышает 2° , то рулевой агрегат отклонит руль высоты пропорционально этому рассогласованию: $\Delta\delta_{\text{вс}} = K_{\Delta\upsilon} \Delta\upsilon$, где $\Delta\upsilon = \upsilon - \upsilon_{\text{зад}}$, υ – текущее значение угла тангажа; $\upsilon_{\text{зад}}$ – заданное значение угла тангажа.

Если указанное рассогласование превышает 2° , то вступает в работу электродвигатель механизма эффекта триммирования, который перемещает штурвальную колонку, а через механическую проводку и руль высоты в сторону уменьшения рассогласования по углу тангажа. Руль высоты при этом отклоняется с постоянной угловой скоростью $p \Delta\delta_{\text{вс}} = K_{\Delta\upsilon}$, где $K_{\Delta\upsilon}$ – передаточный коэффициент интегрирующего звена, $K_{\Delta\upsilon} = 0,6$ град/с; $p = d/dt$ – оператор дифференцирования.

В результате автоматическая балансировка самолета осуществляется по следующему закону:

$$\Delta\delta_{\text{вс}} = K_{\Delta\upsilon} \Delta\upsilon + K_{\Delta\upsilon} (F/p), \quad (5.27)$$

$$\text{где } F = \begin{cases} 0 & \text{при } |\Delta\upsilon| \leq 2^\circ \\ 1 & \text{при } |\Delta\upsilon| > 2^\circ. \end{cases}$$

Следовательно, в установившемся полете руль высоты и штурвальная колонка поддерживаются в балансирующем положении, и в случае перехода на режим штурвального управления пилоту не потребуется производить балансировку самолета, что особенно важно в экстренной ситуации.

Демпфер тангажа ($K_{\omega_z} \omega_z$) в режиме автоматического управления имеет тот же закон, что в режиме штурвального управления (см. формулы (5.17) и (5.26)). Для компенсации потери высоты при крене в закон управления (5.26) введен член $K_\gamma |\gamma|$, который показывает, насколько отклонится руль высоты вверх при наличии крена ($K_\gamma > 0$).

В режиме АУ предусматривается стабилизация четырех параметров: угла тангажа, воздушной скорости, числа Маха и высоты полета. Для стабилизации угла тангажа используется пропорционально-интегральный закон управления (5.27), однако следует иметь в виду, что стабилизация угла тангажа – угла между продольной осью самолета и местной горизонтальной плоскостью – как правило, не требуется.

Стабилизация высоты полета в САУ реализуется с помощью пропорционально-интегрального закона управления

$$\Delta \delta_{\text{упр}}^h = K_h (h - h_3) + (K_{hi}/p)(h - h_3), \quad (5.28)$$

где h_3 – заданная барометрическая высота полета;

h – текущее значение барометрической высоты полета;

K_h, K_{hi} – передаточные коэффициенты.

Рассмотрим случай, когда второе слагаемое в законе управления (5.28) отсутствует, т.е. $K_{hi} = 0$. Пусть самолет, например вследствие выгорания топлива, начал набирать высоту, при этом появля-

ется ошибка $\Delta h = h - h_3 > 0$ и руль высоты отклонится вниз на угол $\Delta \delta_{\text{упр}}^h = K_h \Delta h > 0$. Самолет

пойдет на снижение, но прежней высоты не достигнет, поскольку если бы он снизился до

$h = h_3$, руль высоты вернулся бы в прежнее положение $\Delta \delta_{\text{упр}}^h = 0$. А в связи с тем, что на этой

высоте (и на прежнем угле атаки) подъемная сила больше силы тяжести, самолет опять начнет набор высоты. Следовательно, самолет никогда не достигнет заданной высоты и всегда будет

иметь место некоторая статическая ошибка. Для ее ликвидации и служит второе слагаемое в законе (5.28), благодаря которому руль высоты будет отклоняться с угловой скоростью, пропорциональной ошибке по высоте

$$p \delta_{\text{упр}}^{hi} = (d/dt)(\delta_{\text{упр}}^{hi}) = K_{hi} (h - h_3).$$

Руль высоты остановится в новом балансировочном положении на заданной высоте, когда $h = h_3$ станет равным нулю.

Таким образом, пропорциональная составляющая быстро реагирует на изменение высоты и компенсирует основную ошибку $\Delta h = h - h_3$, а интегрирующая составляющая со сравнительно низким коэффициентом усиления K_{hi} постепенно устраняет оставшиеся ошибки.

От величины передаточных коэффициентов K_h, K_{hi} зависит реакция системы на внешние возмущения. Увеличение этих коэффициентов ведет не только к повышению точности стабилизации высоты, но и к появлению заметных вертикальных перегрузок, при которых полет становится менее комфортабельным. При уменьшении K_h и K_{hi} система ведет себя более «спокойно», но ошибки выдерживания высоты увеличиваются.

Необходимость стабилизации воздушной скорости полета с помощью руля высоты возникает на этапах набора высоты и снижения. При этом имеют место ограничения как на минимальную скорость полета (выходит на критические углы атаки), так и на максимальную (прочность элементов конструкции). Закон стабилизации скорости аналогичен закону (5.28) и имеет вид

$$\Delta \delta_{\text{упр}}^V = K_V (V - V_3) + (K_{Vi}/p)(V - V_3),$$

где V_3 – заданная воздушная скорость; V – текущая воздушная скорость; K_V и $K_{V_{ин}}$ – передаточные коэффициенты.

На больших высотах максимальная скорость полета ограничена из-за возможного превышения критического для данного типа самолета числа Маха. Поэтому для обеспечения полета на максимально возможной скорости возникает необходимость стабилизации числа Маха, близкого к критическому значению. При этом используется также пропорционально-интегральный закон управления

$$\Delta \delta_{упр}^M = K_M (M - M_3) + (K_{M_{ин}}/p)(M - M_3),$$

где M_3 – заданное число Маха; M – текущее число Маха; K_M и $K_{M_{ин}}$ – передаточные коэффициенты.

5.3. Боковая устойчивость и управляемость

Под боковой статической устойчивостью понимают тенденцию самолета к ликвидации приращения угла скольжения. Боковая устойчивость включает в себя два понятия: *путевая* (флюгерная) *устойчивость* – стремление к ликвидации приращения угла скольжения движением рысканья и *поперечная устойчивость* – стремление к ликвидации приращения угла скольжения движением крена.

Необходимыми условиями путевой и поперечной статической устойчивости самолета являются:

$$\partial m_y / \partial \beta = m_y^\beta < 0, \quad \partial m_x / \partial \beta = m_x^\beta < 0,$$

где m_x , m_y – коэффициенты проекций вектора аэродинамического момента на продольную и вертикальную оси самолета;

β – угол скольжения.

Термин «путевая устойчивость» неточен, так как определяет не выдерживание самолетом заданного ему направления, а его свойства устранять возникающий угол скольжения. Самолет, обладающий путевой устойчивостью, при боковом возмущении не возвращается к исходному направлению полета, а лишь разворачивается в направлении нового вектора скорости, поэтому в этом случае более точным является термин «флюгерная устойчивость».

При наличии скольжения на правое крыло ($\beta > 0$) из-за бокового обдува фюзеляжа и вертикального оперения возникает боковая сила Z_a (рис. 5.9), момент которой относительно центра масс $M_y < 0$ развернет самолет в сторону скольжения. Эти рассуждения справедливы для статически устойчивого в флюгерном отношении самолета. Для пассажирских самолетов центр давления фюзеляжа находится впереди центра масс самолета, и поэтому фюзеляж создает дестабилизирующий момент при скольжении. Реальным конструктивным средством повышения флюгерной устойчивости является увеличение площади вертикального оперения.

Степень поперечной устойчивости зависит в основном от формы крыла (особенно от угла стреловидности), угла поперечного V-крыла и интерференции между крылом и фюзеляжем. Стреловидность увеличивает степень поперечной устойчивости m_x^β . При наличии скольжения ($\beta > 0$) на опережающем крыле по отношению к воздушному потоку (в данном случае – правом) возникнет дополнительная подъемная сила, которая создает крен самолета $\gamma < 0$ на отстающее крыло. При крене самолета возникнет горизонтальная проекция подъемной силы (см. рис. 5.9), которая вначале ничем не уравновешена. Под действием этой силы самолет получит дополнительную поступательную скорость движения в левую сторону, что приведет к ликвидации скольжения. Другими словами, скольжение всегда сопровождается креном, а крен – скольжением.

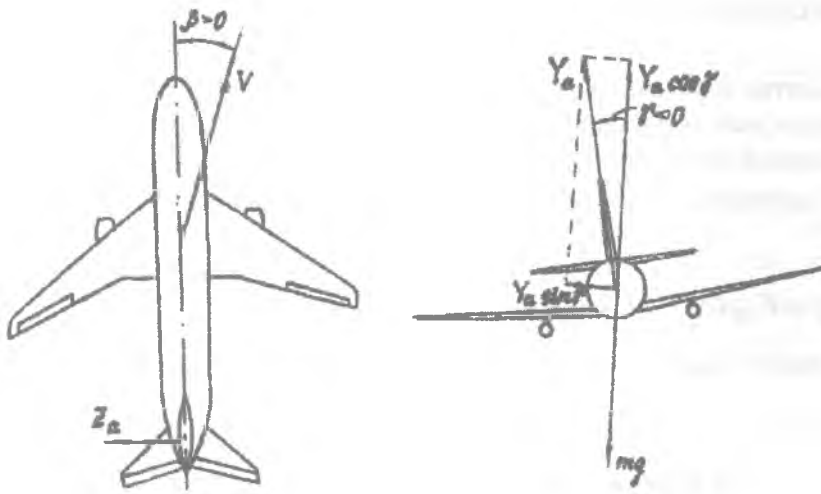


Рис. 5.9. Схема действия аэродинамических сил на самолет при наличии скольжения

Действие боковой силы Z_a в левую сторону (см. рис. 5.9) можно вызвать перемещением левой панели управления рулем направления вперед, что приведет к скольжению на правое крыло. Если самолет кренится на крыло соответствующей педали (в данном случае левой), то он устойчив в поперечном отношении. Поперечная устойчивость не обеспечивает хорошей стабилизации самолета по крену. Излишне большая поперечная устойчивость является причиной возникновения бокового колебательного движения, затрудняющего пилотирование самолета. А поскольку собственное поперечное демпфирование самолета в таких случаях мало, то необходимо предусмотреть включение в систему управления демпфера колебаний. Эффективным средством регулирования степени поперечной устойчивости является угол поперечного V . Для снижения устойчивости крылу придают отрицательный угол поперечного V , а для увеличения – положительный.

Иначе обстоит дело с путевой устойчивостью. Ее увеличение улучшает стабилизацию положения самолета в горизонтальной плоскости. Чем выше путевая устойчивость, тем меньшие углы скольжения возникают при одном и том же возмущении, тем стабильнее самолет сохраняет свое положение в воздухе.

Приведем некоторые основные количественные показатели поперечной и путевой управляемости:

$$\text{градиент усилий штурвала по крену } P_{\xi}^{\gamma} = \frac{\partial P_{\xi}}{\partial \gamma},$$

$$\text{градиент усилий на педалях по крену } P_{\xi}^{\gamma} = \frac{\partial P_{\eta}}{\partial \gamma},$$

$$\text{градиент усилий на штурвале по угловой скорости крена } P_{\xi}^{\omega_x} = \frac{\partial P_{\xi}}{\partial \omega_x},$$

градиенты усилий на педалях по угловым скоростям крена и рысканья

$$P_{\eta}^{\omega_x} = \frac{\partial P_{\eta}}{\partial \omega_x}; \quad P_{\eta}^{\omega_y} = \frac{\partial P_{\eta}}{\partial \omega_y}.$$

Аналогичные показатели записываются и для перемещений штурвала и педалей.

Эффективность элеронов определяется производной $\omega_x^\delta = \frac{\partial \omega_x}{\partial \delta_y}$, которая показывает, какую угловую скорость крена приобретает самолет при отклонении элеронов на один градус.

Поперечное управление является основным в боковом управлении, а путевое управление служит для парирования возмущений от несимметрии тяги, возможных аэродинамических и ветровых возмущений. «Большинство самолетов достаточно легко управляется и без руля направления при условии, что не происходит отказ боковых двигателей и что посадка самолета осуществляется без значительных боковых составляющих ветра».

5.4. Система поперечного управления

5.4.1. Режим штурвального управления

В режиме штурвального управления в канале крена АБСУ обеспечивает улучшение демпфирующих свойств самолета по крену, ликвидирует излишнюю поперечную устойчивость, свойственную самолетам со стреловидным крылом, исключает влияние упругости крыла и делает управление по крену плавным.

Структурная схема управления в поперечном канале приведена на рис. 5.10.

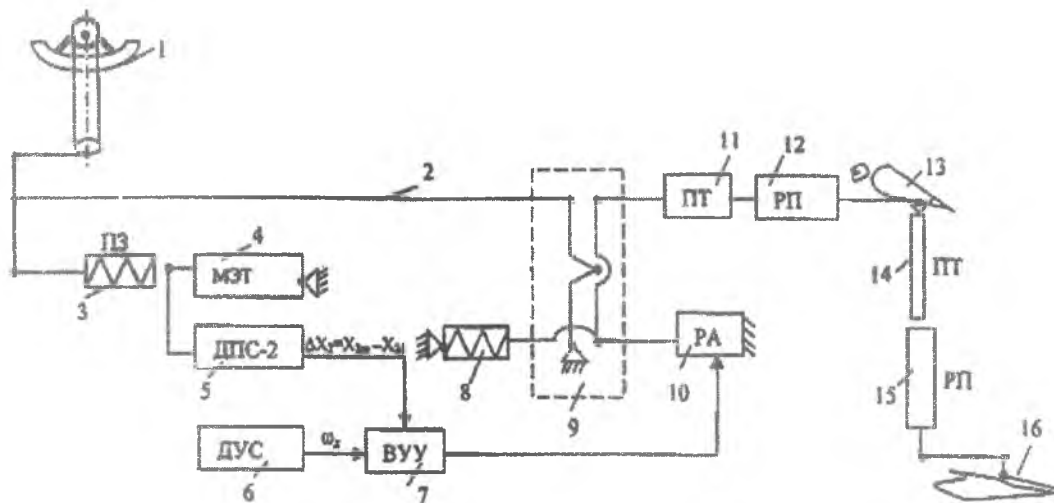


Рис.5.10. Структурная схема системы управления элеронами

В состав этой системы входят следующие основные элементы: штурвал 1, тяги управления 2, пружинный загрузатель 3, механизм эффекта триммирования 4, датчик положения строенный ДПС-2, датчик угловой скорости крена 6, вычислительно-усилительное устройство 7, центрирующая пружина рулевого агрегата 8, дифференциальная качалка 9, рулевой агрегат 10, пружинная тяга 11, пулевой привод элерона 12, элерон 13, пружинная тяга 14, рулевой привод элерона-интерцептора 15, элерон-интерцептор 16.

Столь подробно, как система продольного управления, данная система описываться не будет, поскольку обе системы во многом схожи по составу и функциям отдельных элементов. Отметим лишь некоторые особенности. В системе поперечного управления механизм эффекта триммирования обеспечивает снятие усилий на штурвале в пределах хода штурвала $\pm 31^\circ$, что соответствует отклонению элеронов в пределах $\pm 5^\circ$. Предварительная затяжка пружинного загрузателя силой 2,3 даН обеспечивает центрирование штурвала в нейтральном положении.

Для улучшения поперечного управления на самолете Ту-154 используются элероны-интерцепторы, которые позволяют устранить явление, называемое *реверсом элеронов*, свойственное самолетам со стреловидным тонким крылом большого удлинения. Поперечное управление осуществляется совместным действием элеронов и элеронов-интерцепторов. Рулевой привод элеронов-интерцепторов механически связан с элеронами. При отклонении элерона вверх на угол свыше 15° интерцептор начинает отклоняться также вверх, и при $\delta_\varepsilon = 15^\circ$ интерцептор отклоняется на угол $\delta_{\varepsilon\text{ин}} = 45^\circ$. На противоположном крыле, где элерон отклоняется вниз, интерцептор остается в неотклоненном положении.

Отклонение элеронов определяется поворотом штурвала и перемещением штока рулевого агрегата:

$$\Delta\delta_\varepsilon = \Delta\delta_{\varepsilon\text{ш}} + \Delta\delta_{\varepsilon\text{а}}, \quad (5.29)$$

где $\Delta\delta_{\varepsilon\text{ш}}$ – перемещение элеронов непосредственно от штурвала;

$\Delta\delta_{\varepsilon\text{а}}$ – перемещение элеронов за счет рулевого агрегата САУ.

Перемещение элеронов за счет поворота штурвала

$$\Delta\delta_{\varepsilon\text{ш}} = K_{\text{ш}\varepsilon} \Delta X_\varepsilon, \quad (5.30)$$

где $K_{\text{ш}\varepsilon}$ – коэффициент передачи от штурвала к элеронам ($K_{\text{ш}\varepsilon} = 0,16$);

$\Delta X_\varepsilon = X_{\varepsilon\text{ш}} - X_{\varepsilon\text{б}}$ – отклонение штурвала от балансировочного положения.

Рулевой агрегат дополнительно отклоняет элероны на угол

$$\Delta\delta_{\varepsilon\text{а}} = K_{\text{ш}\varepsilon} \frac{1}{T_2 p + 1} \Delta X_\varepsilon + K_{\omega\varepsilon} \frac{1}{T_1 p + 1} \omega_x, \quad (5.31)$$

где T_1, T_2 – постоянные времени, $T_1 = 1,6$ с, $T_2 = 0,4$ с;

$K_{\omega\varepsilon}$ – передаточное число демпфера крена ($K_{\omega\varepsilon} = 1,5$).

Первая составляющая закона управления представляет собой апериодическое (или инерционное) звено, переходная характеристика которого имеет вид, представленный на рис. 5.11.

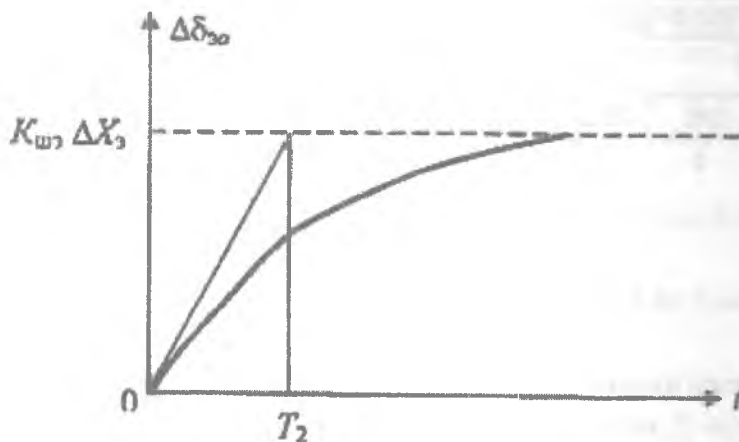


Рис. 5.11. Зависимость угла отклонения элеронов от времени за счет работы рулевого агрегата САУ

При мгновенном перемещении штурвала на ΔX_ε элероны будут отклоняться по закону

$$\Delta\delta_{\varepsilon\text{а}} = K_{\text{ш}\varepsilon} \Delta X_\varepsilon (1 - e^{-t/T_2}). \quad (5.32)$$

Данное звено в законе управления (5.31) выполняет функции:

- благодаря плавному отклонению элеронов (см. формулу (5.32)) снижается влияние упругости крыла, которая в большей степени имеет место для тонкого стреловидного крыла большого удлинения;
- увеличивается эффективность поперечного управления, так как из-за составляющей от руле-

вого агрегата элероны отклоняются на угол, равный углу отклонения элеронов за счет непосредственно штурвала (см. формулы (5.29) и (5.32)), тем самым удваивается суммарный угол отклонения элеронов.

При установившемся движении ($t \rightarrow \infty$) перемещение элеронов от штурвала и рулевого агрегата составит

$$\Delta\delta_{\text{уст}} = 2K_{\text{шэ}} \Delta X_3.$$

В подразд. 5.3 было показано, что для самолетов со стреловидным крылом излишняя поперечная устойчивость вызывает боковое колебательное движение, не обеспечивает хорошей стабилизации самолета по крену и затрудняет тем самым пилотирование самолета. Для гашения этих колебаний используется демпфер крена с изодромным звеном (см. формулу (5.31)):

$$\Delta\delta_{\text{за}} = K_{\omega x} \frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \omega_x.$$

Это соотношение можно представить в виде инерциального звена для углового ускорения ϵ :

$$\Delta\delta_{\text{за}} = K_{\omega x} \frac{T_1}{T_1 p + 1} \epsilon_x, \quad (5.33)$$

где $\epsilon_x = p\omega_x = \frac{d\omega_x}{dt}$ — угловое ускорение крена.

При действии на самолет момента крена (возмущающий, управляющий или восстанавливающий) демпфер крена согласно закону (5.33) создает момент, противоположный моменту, вызывающему угловое ускорение ϵ_x . При установившейся скорости крена $\omega_x \approx \text{const}$, возникающей при отклонении элеронов, демпфер не препятствует этому движению, так как ускорение ϵ_x близко к нулю.

Демпфер крена устраняет также явление, называемое *зависанием самолета по крену*. Это явление заключается в том, что при малых скоростях полета при отклонении элеронов угловая скорость крена ω_x вначале увеличивается, а потом уменьшается. Демпфер обеспечивает стабилизацию скорости ω_x при отклонении элеронов.

5.4.2. Режим автоматического управления

В режиме автоматического управления в канале крена осуществляется координированный разворот с углами крена 30° или координированный разворот на заданный угол курса с последующей его стабилизацией.

При развороте с заданным креном закон управления имеет вид

$$\Delta\delta_3 = K_\gamma \left(\gamma - \frac{1}{T_\gamma p + 1} \gamma_3 \right) + K_{\omega x} \frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \omega_x, \quad (5.34)$$

где K_γ — передаточный коэффициент; γ — текущее значение крена; γ_3 — заданное значение крена ($|\gamma_3| \leq 30^\circ$); $\frac{1}{T_\gamma p + 1}$ — инерционное звено для плавного ввода заданного крена при отклонении рукоятки задатчика крена.

Вторая составляющая в законе (5.34) представляет собой демпфер крена (см. формулы (5.31) и (5.33)).

По окончании разворота рукоятка задатчика крена устанавливается в нулевое положение ($\gamma_3 = 0$), самолет по истечении некоторого времени перейдет в нулевой крен и изменение курса

прекратится. При развороте на заданный угол курса на пилотажно-командном приборе кремальерой устанавливается заданный курс, отличный от текущего. При этом происходит отклонение элеронов по следующему закону:

$$\Delta\delta_э = K_\psi(\psi - \psi_3) + K_\gamma\gamma + K_{\omega x} \frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \omega_x, \quad (5.35)$$

где K_ψ – передаточный коэффициент; ψ – текущее значение курса; ψ_3 – заданное значение курса.

Согласно уравнению (5.35) элероны отклонятся на угол, пропорциональный рассогласованию между текущим курсом и заданным ($\psi - \psi_3$). Нарастание крена прекратится, когда сигнал заданного курса $K_\psi(\psi - \psi_3)$ уравновесится сигналом текущего крена $K_\gamma\gamma$ и элероны установятся в нейтральное положение, при этом имеет место равенство

$$K_\psi(\psi - \psi_3) + K_\gamma\gamma + K_{\omega x} \frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \omega_x = 0. \quad (5.36)$$

Из равенства (5.36) определяется угол крена, с которым совершается разворот. В процессе разворота рассогласование ($\psi - \psi_3$) уменьшается, что приводит к уменьшению текущего крена, который при ($\psi - \psi_3$) обратится в нуль. Далее самолет переходит в режим автоматической стабилизации заданного курса.

5.5. Система путевого управления

В режиме штурвального управления в канале курса перемещение руля направления определяется перемещением педалей и рулевого агрегата (рис. 5.12):

$$\Delta\delta_n = \Delta\delta_{иш} + \Delta\delta_{на}$$

Перемещение руля за счет отклонения педалей $\Delta\delta_{иш} = K_{шн} \Delta X_n$, где $K_{шн}$ – коэффициент передачи от педалей к рулю направления ($K_{шн} = 0,195$ град/мм); $\Delta X_n = X_n = \Delta X_{нб}$ – отклонение руля от балансировочного положения.

Рулевой агрегат дополнительно отклоняет руль направления на угол

$$\Delta\delta_{на} = K_{\omega y} \frac{T_3 p}{T_3 p + 1} \omega_y,$$

где $K_{\omega y}$ – передаточное число демпфера рысканья ($K_{шy} = 2,5$ с);

T_3 – постоянная времени ($T_3 = 2,5$ с);

ω_y – угловая скорость рысканья.

Структурная схема канала курса представлена на рис. 5.12.

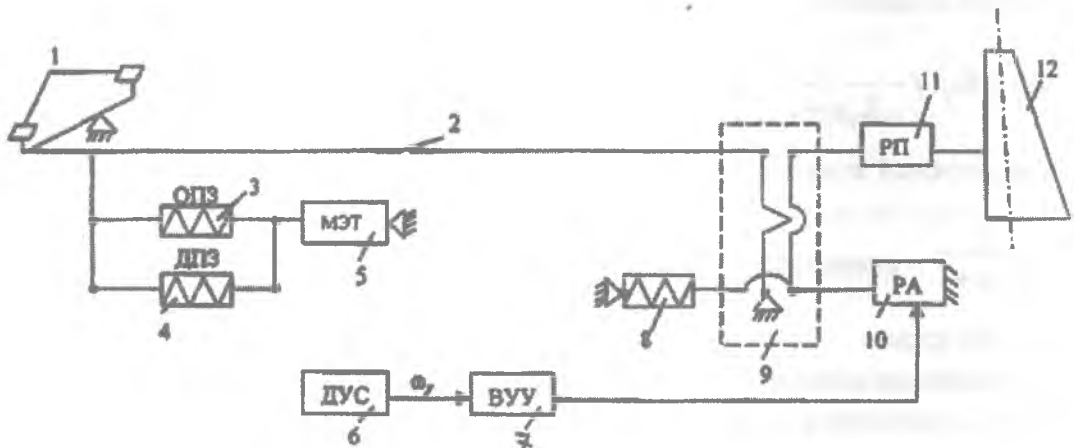


Рис. 5.12. Структурная схема системы управления рулем направления

В состав этой системы входят следующие основные элементы: педали 1, тяги управления 2, основной пружинный загрузчик 3, дополнительный пружинный загрузчик 4, механизм триммерного эффекта 5, датчик угловой скорости рысканья 6, вычислительно-усилительное устройство 7, центрирующая пружина рулевого агрегата 8, дифференциальная качалка 9, рулевой агрегат 10, рулевой привод руля направления 11, руль направления 12.

Угол отклонения руля направления при полном ходе выходного звена рулевого агрегата САУ составляет $\pm 10^\circ$ (максимальный угол отклонения руля направления равен $\pm 25^\circ$). Загрузка педалей осуществляется основным и дополнительным пружинными загрузчиками. Дополнительные пружинные загрузчики включаются при уборке закрылков и служат, как и в канале тангажа, для того, чтобы затруднить пилоту отклонение руля направления на большие углы (рис. 5.13). Основной пружинный загрузчик триммируется в пределах $\pm 5^\circ$ по углу отклонения руля направления.

В канале рысканья САУ искусственным образом улучшает демпфирующие свойства самолета. Исходным сигналом для демпфера курса является угловая скорость ω_y (см. формулу (5.37)). Датчик угловой скорости рысканья представляет собой двухстепенной гироскоп (рис.5.14).

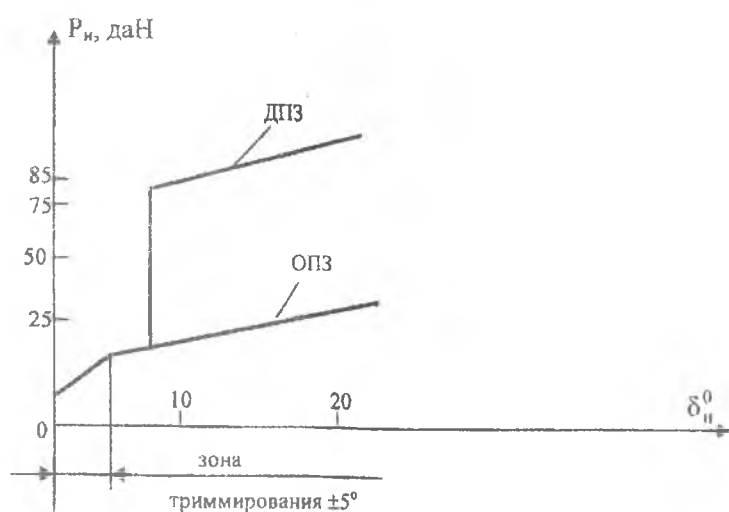


Рис. 5.13. Зависимость усилий на педалях управления от их перемещения

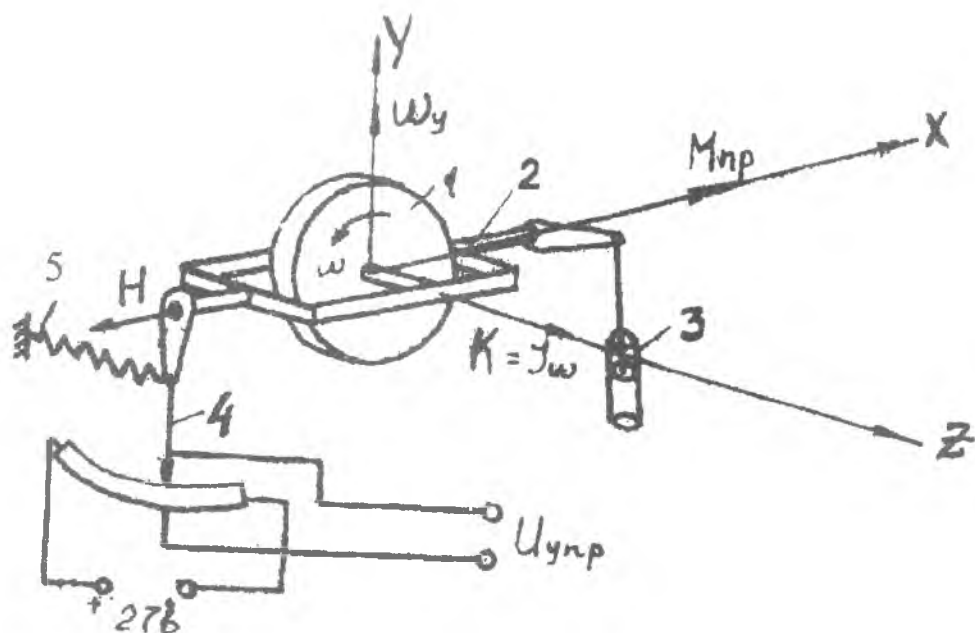


Рис. 5.14. Гироскопический датчик угловой скорости

При возникновении угловой скорости ω_y ротор 1 гироскопа под действием гироскопического момента будет стремиться повернуться таким образом, чтобы совместить собственную ось вращения с осью поворота. При этом гироскопический момент будет пропорционален угловой скорости ω_y , т.е. $H = \omega_y J \omega$, где J – момент инерции ротора 1, ω – собственная угловая скорость вращения ротора. Поворот рамки 2 гироскопа будет происходить до тех пор, пока гироскопический момент H не уравновесится моментом пружины 5: $M_{пр} = c\varphi$, где c – жесткость пружины, φ – угол поворота рамки 2. Следовательно, измеряемая угловая скорость ω_y будет пропорциональна углу отклонения щетки потенциометра 4: $\omega_y = (c/J\omega)\varphi$.

Для гашения колебаний рамки гироскопа служит демпфер 3 (см. рис. 5.14). Изодромное звено в демпфере рысканья исключает прохождение постоянной составляющей угловой скорости и при выполнении длительных разворотов самолета руль направления будет находиться вблизи нейтрального положения. Демпфер рысканья реагирует на угловое ускорение $\varepsilon_y = p\omega_y$, поэтому парирование возмущений происходит в самом начале процесса, когда еще нет заметных изменений по курсу.

В автоматическом режиме поперечное и путевое управление осуществляется с помощью элеронов. Руль направления в автоматическом режиме играет роль демпфера рысканья. Отклонения руля направления с демпфером описываются следующим законом:

$$\Delta\delta_n = K_{\omega_y} \frac{T_3 p}{T_3 p + 1} \omega_y.$$

Первым в системах управления стали применять именно демпфер рысканья, так как аэродинамическими средствами не удавалось достигнуть существенного улучшения затухания колебаний на больших высотах и при посадке. Увеличение площади вертикального оперения улучшает демпфирование, но одновременно повышает восприимчивость самолета к горизонтальным порывам ветра, которые достигают на больших высотах скоростей порядка 200...240 км/ч. Эффективным средством улучшения боковой динамической устойчивости, не требующим конструктивных изменений самолета, являются демпферы рысканья.