Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева.

Кафедра: «Эксплуатация летательных аппаратов»

Самолет Ту-154. Книга 1.

Учебное пособие.

(Компьютерный вариант)

Ответственный за подготовку пособия: Сошин В.М.

Компьютерная обработка студент: Медведев В.И.

Пособие предназначено для студентов 3-го курса специальности 160901, изучающих конструкцию самолета Ту-154 по дисциплине «Авиационная техника». Пособие также может быть полезным при подготовке к проведению практических работ на самолете Ту-154 и при выполнении курсового проекта по дисциплине «Техническая эксплуатация ЛА и АД».

Пособие является электронной копией учебника: **Самолет Ту-154**. Конструкция и техническое обслуживание. М., «Машиностроение», 1975г. Авторы: *Волошин Ф.А., Кузнецов А.Н. Покровский В.Я., Соловьев А.Я.*

Дата составления: 26 сентября 2005 г.

Дата внесения изменений: 30 ноября 2006 г.

Допущено для использования
в учебном процессе.
Протокол заседания кафедры «ЭЛА»

№ _____ от «___» _____ 2005г.

Самара 2005г.

Глава 1 Общие сведения о самолете Ту-154
Глава 2. Планер самолета Ту-154

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ Ту-154

Самолет Ту-154 предназначен для перевозки пассажиров, багажа и грузов на авиалиниях малой и средней протяженности. Самолет рассчитан на перевозку до 18,0 т коммерческой нагрузки. Наибольшее количество пассажирских мест — 152.

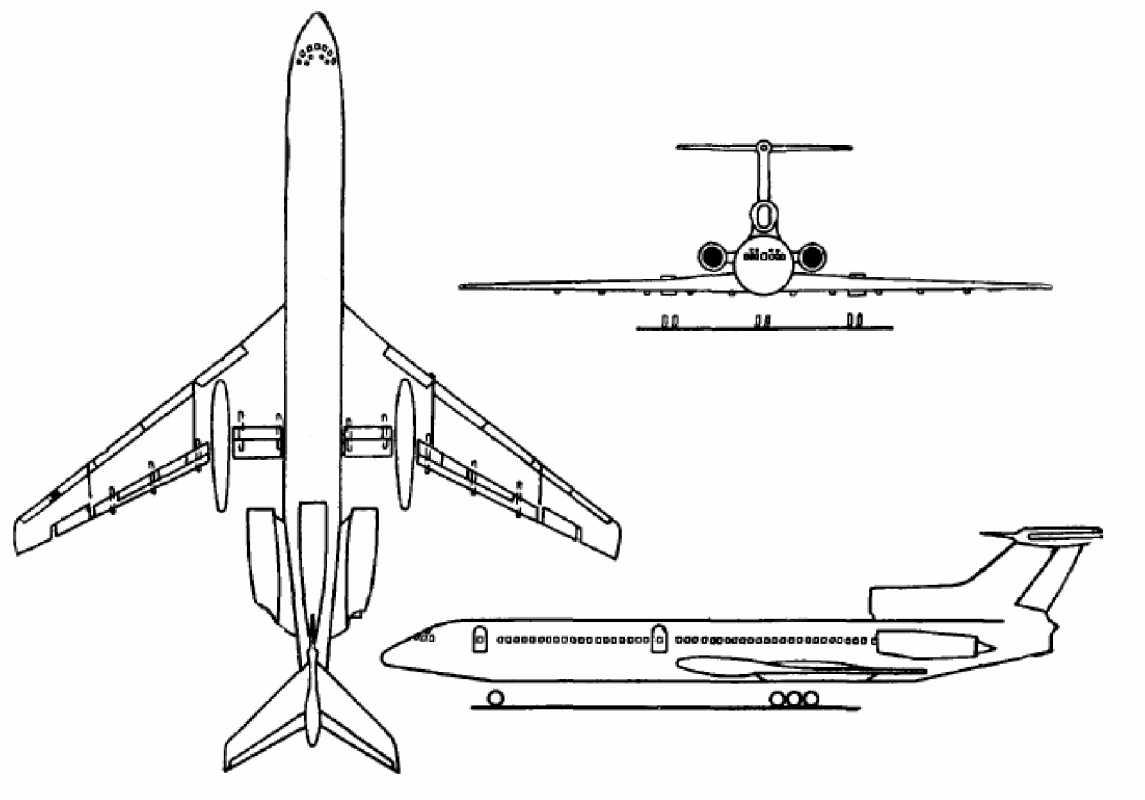


Рис. 1.1. Общий вид самолета Ту-154

Экипаж самолета состоит из двух пилотов, бортинженера и четырех-шести бортпроводников. Предусмотрена возможность размещения в случае необходимости дополнительных членов экипажа — штурмана и лоцмана.

Самолет (рис. 1.1) представляет собой свободнонесущий цельнометаллический моноплан с низкорасположенным стреловидным крылом и стреловидным Т-образным хвостовым оперением, снабженный тремя турбовентиляторными двигателями НК-8-2 (НК-8-2У) и трехопорным шасси с передней ногой.

Двигатели установлены в хвостовой части фюзеляжа: два по его бокам, третий внутри фюзеляжа. Боковые двигатели оборудованы реверсивным устройством тяги. Заборник воздуха среднего двигателя выведен наверх фюзеляжа.

Шасси убираются назад по потоку: главные ноги в гондолы на крыле, передняя нога — в нишу передней части фюзеляжа.

Фюзеляж имеет герметическую кабину, в которой поддерживается нормальная температура и давление до высоты полета 12000м.

Самолет оборудован современным пилотажно-навигационным, радиосвязным и радиолокационным оборудованием, а также аппаратурой автоматического захода на посадку.

Самолет в процессе его производства претерпел ряд конструктивных изменений, в результате которых начал выпускаться модифицированный самолет Ту-154А.

Основными отличиями самолета Ту-154А от самолетов первых выпусков (Ту-154) являются:

— наличие дополнительного кессон-бака в подфюзеляжной части центроплана;

— совмещенная система управления закрылками, предкрылками и стабилизатором;

— установка двухскоростных стеклоочистителей на лобовых стеклах кабины экипажа;

— установка вторых комплектов радиокомпаса, радиовысотомера, радиодальномера;

— доработана автоматическая бортовая система управления захода на посадку;

— предусмотрена система подачи специальной жидкости к фильтрам топливной системы для растворения кристаллов льда. На самолетах Ту-154А установлены двигатели НК-8-2У с увеличенной взлетной тягой.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Геометрические данные

Длина, м 47,9
Высота, м 11,4
Размах крыла, м 37,55
Площадь крыла, $м^2$:
без наплыва 180,01
с наплывом 201,45
Поперечное V крыла, град ..... —1°10′
Средняя аэродинамическая хорда крыла, м 5,285
Угол установки крыла, град ..... +3
Стреловидность крыла по 1/4 хорды, град 35
Площадь горизонтального оперения, $м^2$ 40,55
Размах горизонтального оперения, м 13,4
Стреловидность горизонтального оперения, град 40
Угол установки стабилизатора, град ..... от—1,5 до—7
Площадь вертикального оперения, $м^2$ 31,725
Размах вертикального оперения, м 5,65
Стреловидность вертикального оперения, град 45
Ширина колеи шасси, м 11,5
Продольная база шасси, м 18,92
Диаметр фюзеляжа, м 3,8
Объем багажных помещений, $м^3$:
переднего 21,5
заднего 16,5
Размеры люков багажных помещений (ширина, высота), м:
переднего ..... 1,35 х 1,20
заднего ..... 1,35 х 1,20
Высота багажных помещений, м:
переднего 1,046
заднего 0,951
Длина багажных помещений, м:
переднего 9,0
заднего 7,35
Размеры дверей и выходов (ширина, высота), м:

передней входной двери.....08 x 1,725
задней входной двери.....0,8 x 1,725
запасной двери.....0,61 x 1,28
служебной двери.....0,61 x 1,28
передних аварийных выходов.....0,48 x 0,90
задних аварийных выходов .....0,48 x 1,07

Массовые данные самолета

Максимальная взлетная масса (вес), т:
самолета Ту-154.....90,0
самолета Ту-154А.....94,0
Максимальная посадочная масса, т 75,0
Масса пустого самолета (средняя), т 47,0
Масса снаряжения, т 2,5
Масса снаряженного самолета, т.....49,5
Полная коммерческая нагрузка, т.....18,0
Коммерческая нагрузка при полной заправке самолета топливом, т.....7,5
Максимальный запас топлива при централизованной заправке (ρ=0,8 г/см^3), т.....33,15
Допускаемая удельная нагрузка на пол багажных помещений, кгс/м^2.....600

Примечания. 1. Максимальная масса самолета может превышать указанную выше на 450 кг при условии, что эти 450 кг топлива будут выработаны на земле в процессе опробования двигателей и руления самолета на исполнительный старт.

При определении взлетной массы самолета в расчет принимается не средняя масса пустого самолета, а масса, указанная в паспорте данного самолета.

Масса снаряжения самолета включает в себя массу членов экипажа — по 80 кг на человека, масла в маслобаках—105 кг, воды и химической жидкости в туалетных комнатах —170 кг, контейнеров с посудой и оборудованием буфета — 340 кг, детских люлек—16 кг, бортовой лестницы — 9 кг.

В варианте полета над водным пространством в состав снаряжения входят также плоты и спасательные жилеты.

4. В состав коммерческой нагрузки входят масса пассажиров — по 75 кг на человека, багажа, почты, продуктов в буфете.

5. Отдельные посадки самолета в необходимых случаях допускаются с массой, превышающей[4] максимальную посадочную массу, вплоть до максимальной взлетной массы. После каждой такой посадки самолет должен быть осмотрен представителями завода-изготовителя и эксплуатационного предприятия. По результатам осмотра составляется акт и принимается решение о дальнейшей эксплуатации самолета.

Центровка самолета

Предельно допустимая передняя центровка на взлете, шасси выпущено.....21% САХ
Предельно допустимая передняя центровка на посадке, шасси выпушено...18% САХ
Предельно допустимая задняя центровка на взлете.....32% САХ

При уборке шасси на самолете с максимальной взлетной массой центр тяжести самолета перемещается назад на 0,7—0,8% САХ; при выпуске центр тяжести самолета смещается вперед примерно на 1% САХ. Выработка первоначальных 12, 0 т топлива вызывает перемещение центра тяжести самолета назад на 5,0% САХ.

Для обеспечения центровок в допустимом диапазоне загрузка самолета должна производиться в полном соответствии с требованиями «Руководства по загрузке и центровке самолета Ту-154».

Летные данные

Максимальная скорость горизонтального полета (средняя полетная масса 77,5 т, номинальный режим работы двигателей, высота 11000 м), км/ч..... 945
Крейсерская скорость полета, км/ч..... 850—920
Практический потолок (взлетная масса 90,0 т, номинальный режим работы двигателей),м..... 11800
Практическая дальность полета (взлетная масса 90,0 т, высота 11000 м, крейсерская скорость 900 км/ч, аэронавигационный запас топлива на час полета, встречный ветер 50 км/ч, полный запас топлива), км.....4000
Дальность полета при полной коммерческой нагрузке, км.....2560

Взлетные и посадочные данные

Взлетные данные для взлетного режима работы двигателей взлетной массы самолета 90,0 т, закрылков, отклоненных на 28°, предкрылков, отклоненных на 18,5° при стандартных атмосферных условиях, составляют:

Скорость отрыва самолета, км/ч.....270
Длина разбега, м.....1215.
Взлетная дистанция, м.....2080

Посадочные данные для посадочной массы 69,0 т, закрылков, отклоненных на 45°, предкрылков, отклоненных на 18,5° внутренних интерцепторов, отклоненных на пробеге на 50°, сред них интерцепторов, отклоненных на 45°, при стандартных атмосферных условиях составляют:

Посадочная скорость, км/ч..... 230
Длина пробега, м.....710
Посадочная дистанция, м.....2300

2. ПЛАНЕР САМОЛЕТА

Планер самолета имеет ряд разъемов, по которым делится на отдельные части (рис. 2.1). Разъемы облегчают сборку, транспортировку и ремонт планера; расширяют фронт работ при постройке самолета и позволяют широко применять более совершенные технологические процессы.

Для получения минимальной массы конструкции планера многие его конструктивные элементы имеют переменное сечение, полученное методом программного и химического фрезерования, используются также сотовые конструкции. Химическое фрезерование наиболее широко применяется для обработки листов обшивки планера. При этом методе часть металла удаляется с листа химическим путем до получения расчетной толщины.

Широко применены в конструкции планера элементы, изготовленные путем штамповки и прессования. Эти высокопроизводительные технологические процессы обеспечивают высокое качество изделий.

2.1. ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ ПЛАНЕРА

Силовые элементы конструкции планера изготовлены в основном из алюминиевых сплавов Д16, В95, АК6, АЛ 19; магниевых сплавов МЛ5, МА8; сталей ЗОХГСА, ЗОХГСНА.

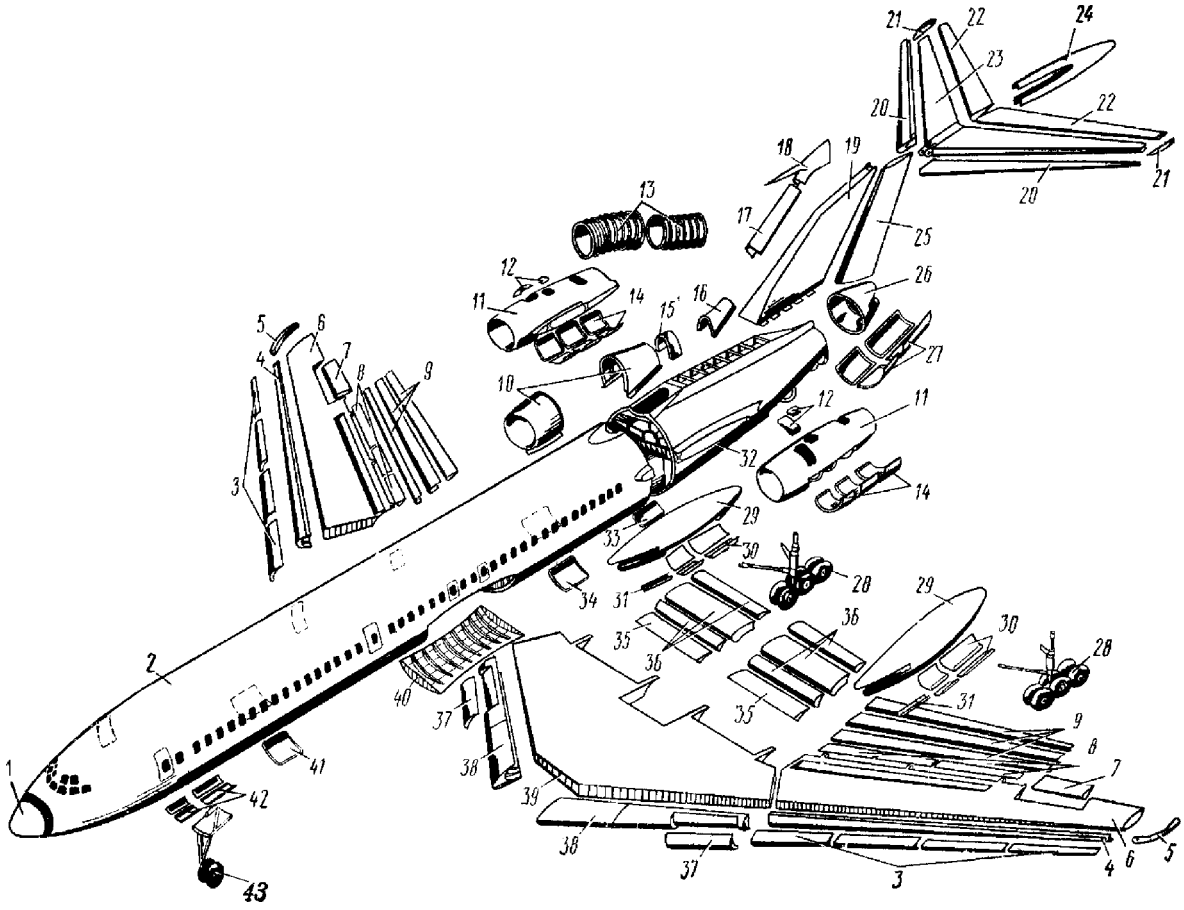


Рис. 2.1. Схема разъемов планера:
1— носовой обтекатель; 2— передняя и средняя части фюзеляжа; 3— предкрылки; 4— носок ОЧК; 5—концевой обтекатель крыла: 6— кессон ОЧК; 7— элерон; 8— интерцепторы; 9— внешний закрылок; 10—обтекатель воздухозаборника среднего двигателя; 11— гондола внешнего двигателя; 12— крышки люков; 13— канал воздухозаборника среднего двигателя; 14— откидные крышки; 15— перекрывная лента; 16, 17— носок киля; 18— концевой обтекатель киля; 19— кессон киля; 20— носок стабилизатора; 21— концевой обтекатель стабилизатора; 22— руль высоты; 23— кессон стабилизатора: 24— обтекатель стабилизатора; 25— руль направления; 26— задний стекатель; 27— створки нижнего люка отсека среднего двигателя; 28— главная нога шасси; 29— гондола шасси; 30— створки гондолы шасси; 31— щиток подкоса главной ноги шасси; 32— хвостовая часть фюзеляжа; 33— крышка люка технического отсека; 34— крышка люка заднего багажного помещения; 35— внутренний интерцептор; 36— внутренний закрылок; 37 внутренний предкрылок; 38 носок центроплана; 39 центроплан крыла; 40—подкессонная секция; 41— крышка люка переднего багажного помещения; 42— створки ниши передней ноги шасси: 43 передняя нога шасси

Дуралюмин Д16 используется для изготовления обшивки, стрингеров, поясов и стенок лонжеронов, шпангоутов, нервюр и других силовых элементов. Этот материал при небольшой плотности, равной 2,8 г/см^3, имеет значительный предел прочности, достигающий 46 кгс/мм^2. Сплав Д16 хорошо обрабатывается механическим путем, в свежезакаленном и отожженном состоянии достаточно пластичен для изготовления листовых деталей холодной штамповкой. Сплав Д16 является надежным конструктивным материалом, проверенным длительной эксплуатацией на самолетах различных типов.

Алюминиевый сплав В95 применяется так же, как и дуралюмин Д16, для изготовления обшивки, стрингеров и некоторых других силовых деталей. Этот сплав при такой же примерно плотности, как и у сплава Д16, имеет более высокий предел прочности, достигающий 52 кгс/мм^2, поэтому более выгоден в отношении массы. Технологические свойства сплава В95 близки к технологическим свойствам дуралюмина Д16. Существенным недостатком сплава В95 является его повышенная чувствительность к концентрации напряжений, что может вызвать появление усталостных трещин у отверстий, в местах резкого перехода сечений детали, царапин, забоин и пр. В процессе эксплуатации детали из сплава В95 требуют более тщательного осмотра.

Марки алюминиевых сплавов Д16 и В95 могут содержать буквы «А», «Т», «Н» и «В», например, Д16А, Д16А-Т, В95А-Т1НВ. Буква «А» указывает на пониженное количество в сплаве вредных примесей (высококачественный сплав), «Т» — сплав в закаленном состоянии (твердый); «Н» — нагартованный; «В» — лист высокого качества проката (выкатки).

Алюминиевый сплав АК6 используется для изготовления деталей методом горячей штамповки (ковки). Он применяется прежде всего для изготовления кронштейнов, фитингов и других деталей стыковых соединений планера. Сплав АК6 имеет в своем составе меньше легирующих элементов, чем дуралюмин Д16, поэтому более пластичен, но и менее прочен — его предел прочности составляет 36—38 кгс/мм^2.

Алюминиевый сплав АЛ19 применяется для литых деталей стыковых соединений, имеющих сложную конфигурацию и несущих относительно небольшие нагрузки.

Магниевый сплав МЛ5 применяется для изготовления деталей литьем. Основным преимуществом магниевых сплавов (электронов) является их низкая плотность, составляющая 1,85 г/см^3. Предел прочности сплава МЛ5 21—22 кгс/мм^2.

Недостатком магниевых сплавов является низкая коррозионная стойкость, поэтому в процессе эксплуатации за деталями из магниевых сплавов требуется систематическое наблюдение для обнаружения и устранения коррозии.

Стали ЗОХГСА (хромансиль) и ЗОХГСНА (никелевый хромансиль) используются для изготовления высоконагруженных деталей и узлов, выполненных механической обработкой, сваркой или горячей штамповкой. Никелевый хромансиль при одинаковой со сталью ЗОХГСА вязкостью может быть закален до более высокой прочности, поэтому его применение более выгодно в массовом отношении. Недостатком стали ЗОХГСНА по сравнению со сталью ЗОХГСА является повышенная чувствительность к концентрации напряжений; возникающих у царапин, забоин, отверстий и резких переходов сечений деталей. Концентрация напряжений в этих местах может вызвать появление усталостных трещин.

2.2. ЗАЩИТА ПЛАНЕРА ОТ КОРРОЗИИ

Листы алюминиевых сплавов, используемые для изготовления обшивки и других элементов конструкции планера, имеют с обеих сторон тонкие слои чистого алюминия. Такие листы называются плакированными; они получаются в процессе изготовления листа горячей прокаткой.

Толщина слоев чистого алюминия в плакированном листе составляет около 4% общей толщины листа. Тонкие листы имеют слой чистого алюминия до 8% толщины листа.

Чистый алюминий значительно более стоек к коррозии в атмосферных условиях, чем дуралюминовые сплавы, поэтому является достаточно надежной защитой от коррозии.

Обшивка и все другие детали планера, изготовленные из алюминиевых сплавов, анодируются. В процессе анодирования на поверхности детали образуется плотная пленка окиси алюминия, не пропускающая атмосферный кислород к металлу. Меняя состав и температуру электролита, в котором проводится анодирование детали, плотность пропускаемого через электролит тока, а также время выдержки детали в ванне, получают пленку различной толщины и цвета.

В качестве третьего защитного от коррозии слоя применяются лакокрасочные покрытия. Вся наружная поверхность самолета покрывается бесцветным лаком. Внутренняя поверхность обшивки и каркаса в нижней части фюзеляжа покрыты антикоррозийными эмалями, а места, особо подверженные действию коррозии, дополнительно покрыты герметиком.

Все три защитных слоя — слой чистого алюминия, пленка окиси алюминия и лакокрасочное покрытие — создают надежную защиту планера от коррозии в атмосферных условиях, но имеют недостаточную механическую прочность и легко могут быть повреждены. В местах повреждений покрытий возникает коррозия, которая особенно интенсивно развивается в зонах скопления воды и грязи, а также в местах, подверженных воздействию паров кислоты, выхлопных газов и других агрессивных сред.

2.3. ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж самолета служит для размещения экипажа, пассажиров, багажа, грузов и оборудования; к нему крепятся крыло, киль, двигатели и передняя нога шасси.

Фюзеляж цельнометаллический, стрингерной конструкции (типа полумонокок). Такой тип конструкции характерен наличием относительно толстой обшивки, подкрепленной стрингерами и шпангоутами.

Фюзеляж собирается из трех основных частей: передней (рис. 2.2), средней (рис. 2.3) и хвостовой (рис. 2.4), стыкующихся по шпангоутам № 19 и 66.

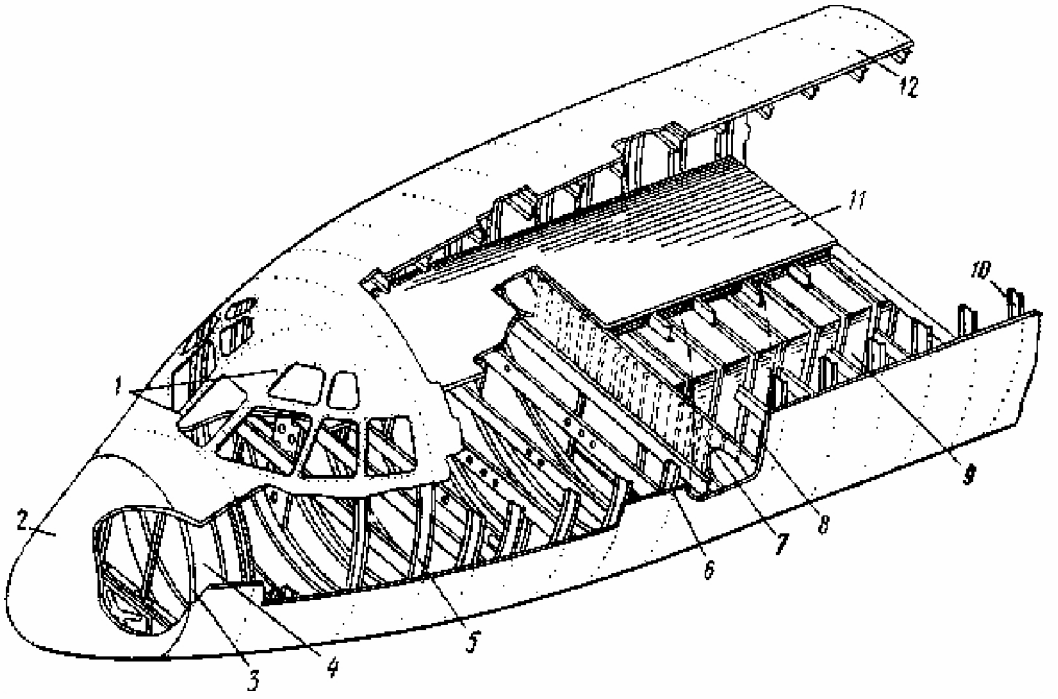


Рис. 2.2. Передняя часть фюзеляжа:
1— фонарь кабины экипажа; 2— носовой обтекатель; 3— шпангоут № 3; 4— сферическое днище шпангоута № 4—5; 5— шпангоут № 7; 6— шпангоут № 12; 7— герметическая стенка шпангоута № 14; 8—вырез под переднюю входную дверь; 9—

левая продольная балка ниши передней ноги; 10— шпангоут № 19; 11— пол; 12— обшивка

Передняя и средняя части, а также хвостовая часть до шпангоута № 67а образуют герметическую кабину, в которой размещаются экипаж, пассажиры и грузы. Хвостовая часть фюзеляжа за шпангоутом „№ 67а — негерметичная.

Средняя часть фюзеляжа имеет цилиндрическую форму с наибольшим диаметром 3,8 м, переходящую к хвосту и носу в коническую форму.

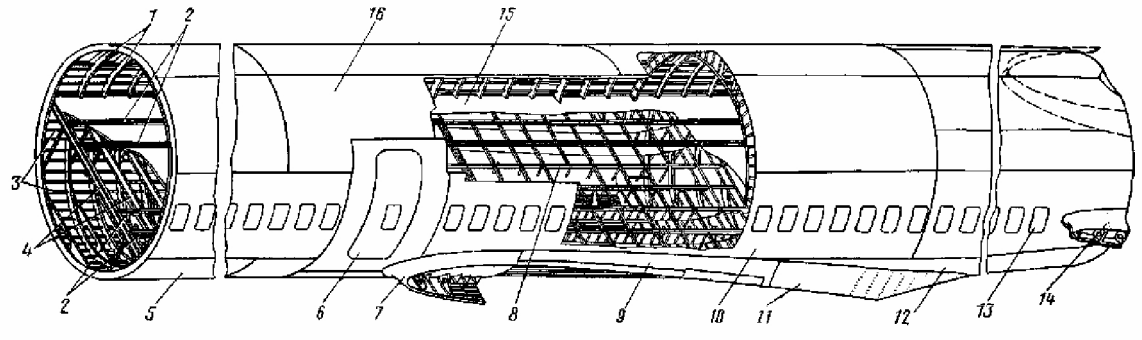


Рис. 2.3. Средняя часть фюзеляжа:
1— шпангоуты; 2— рельсы для крепления блоков пассажирских кресел; 5— стрингеры; 4— балки шпангоутов; 5—нижняя передняя секция; 6— задняя входная дверь; 7— носовая часть зализа фюзеляжа с крылом; 8— каркас пассажирского пола; 9— средняя часть зализа фюзеляжа с крылом; 10— оконная секция;11/— хвостовая часть зализа фюзеляжа с крылом; 12— нижняя задняя секция, 13— окно пассажирского салона; 14— носовая часть пилона крепления гондолы двигателя; 15— настил пола; 16— верхняя секция

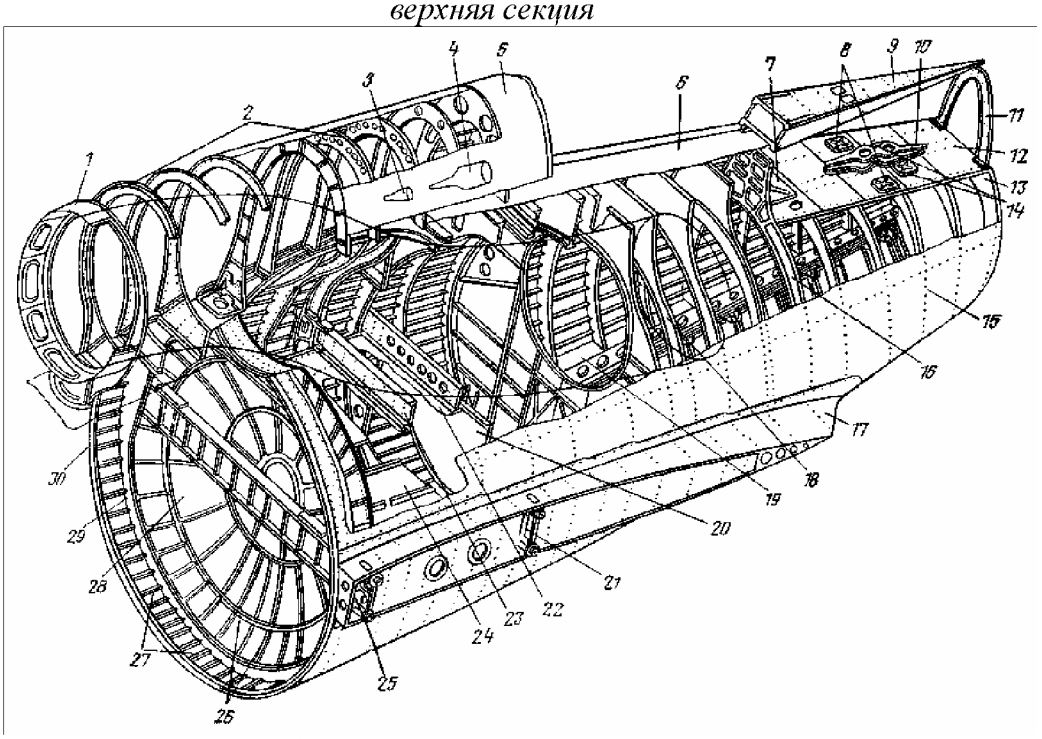


Рис. 2. 4. Хвостовая часть фюзеляжа:
1— носок воздухозаборника среднего двигателя; 2— шпангоуты воздухозаборника; 3— воздухозаборник для обдува гидрохолодильников гидросистем; 4— воздухозаборник для обдува воздухо-воздушного радиатора; 5— обшивка воздухозаборника; 5— нижняя стенка кессон-бака; 7—люк для подхода к трубе отбора воздуха; 8—люки для подхода к термопарам Т-93;9— надстройка под рулем направления; 10— балка для крепления заднего узла среднего двигателя к ВСУ; 11— шпангоут отсека ВСУ; 12— плато отсека ВСУ; 13— шпангоут № 83; 14— люки для подхода к заднему узлу

крепления среднего двигателя и датчику вибрации; 15— обшивка хвостовой части фюзеляжа; 16— шпангоут № 78; 17—пилон; 18— шпангоут № 75;19— бимс; 20— задняя стенка технического отсека по шпангоуту № 74; 21— узел крепления двигателя на шпангоуте № 71; 22— потолок технического отсека; 23— шпангоут № 71; 24— пол технического отсека; 25—узел крепления двигателя на шпангоуте № 67; 26— профили; 27—стрингеры; 28— стенка шпангоута № 67а;29— шпангоут № 67; 30— шпангоут № 66

Компоновка фюзеляжа

Спереди фюзеляжа установлен диэлектрический носовой обтекатель *2* (см. рис. 2.2), закрывающий антенну радиолокатора и антенну радиоаппаратуры.

Обтекатель подвешивается к шпангоуту № 3 фюзеляжа на двух расположенных сверху кронштейнах и крепится в закрытом положении четырьмя стяжными замками. Открывается обтекатель откидыванием вверх и поддерживается в верхнем положении двумя подкосами.

За шпангоутом № 4—5 начинается герметическая часть фюзеляжа, разделенная плоскостью пола на верхнюю и нижнюю части.

В верхней части размещены пассажиры и экипаж, пространство под полом использовано в основном для багажных помещений и технических отсеков.

Над полом герметической части фюзеляжа находятся следующие помещения.

1. Кабина экипажа расположена между шпангоутом № 4—5 и перегородкой, установленной между шпангоутами № 10 и 11.

В кабине предусмотрены места для первого и второго пилотов и для бортинженера. В необходимых случаях здесь же монтируются рабочие места для штурмана и лоцмана.

Первый пилот находится слева по полету, второй пилот — справа, бортовой инженер размещается сзади второго пилота лицом к правому борту. Рабочее место штурмана устанавливается сзади второго пилота, место лоцмана — сзади первого пилота.

Впереди пилотов установлены приборные доски *4, 6, 10* (рис. 2.5), а между ними — средний пульт пилотов *17*. Над остеклением фонаря кабины размещен верхний электрощиток *8*. У левого борта фюзеляжа находится боковой пульт первого пилота *19*, а у правого борта — боковой пульт второго пилота *15*.

Сзади бокового пульта первого пилота установлена левая панель автоматов защиты сети (АЗС) *20*, сзади бокового пульта второго пилота размещена правая панель АЗС *13*, *а* за ней — пульт бортового инженера *12* с пультом управления двигателями *14*.

Впереди кресел первого и второго пилотов находятся штурвальные колонки *16* управления рулем высоты и элеронами и педали управления рулем направления *18*.

На приборной доске смонтированы пилотажно-навигационные приборы, приборы контроля за работой силовой установки и другие приборы и сигнальные устройства.

На пульте бортового инженера (рис. 2.6) находятся элементы управления и контроля за работой силовой установки, системы кондиционирования воздуха в гермокабине, автоматизированной бортовой системы управления самолетом АБСУ-154 и некоторые другие устройства.

2. Передний вестибюль *4* (рис. 2.7) расположен между кабиной экипажа и шпангоутом № 14. В вестибюле у правого борта фюзеляжа находятся туалет и гардероб для пассажиров, на левом борту имеется входная дверь *5* для членов экипажа и пассажиров переднего салона. На задней стенке вестибюля у входной двери предусмотрены три складных сиденья бортпроводников.

3. Первый пассажирский салон *6* находится при основном варианте компоновки фюзеляжа между шпангоутами № 14—29. В салоне установлено 54 пассажирских кресла: 9 рядов по 6 кресел в ряду.

В салоне может быть установлен дополнительный — десятый ряд кресел за счет уменьшения размеров буфета-кухни.

По левому и правому бортам салона расположены окна *8*, на правом борту имеется также запасная дверь 7. Вдоль салона по обоим бортам расположены багажные полки для размещения мелких личных вещей пассажиров. Снизу на полках установлены панели обслуживания с насадками индивидуальной вентиляции, светильниками, кнопками включения индивидуального освещения, кнопкой вызова бортпроводника и световой нумерацией рядов кресел. Шаг установки панелей обслуживания может быть изменен в зависимости от величины шага кресел.

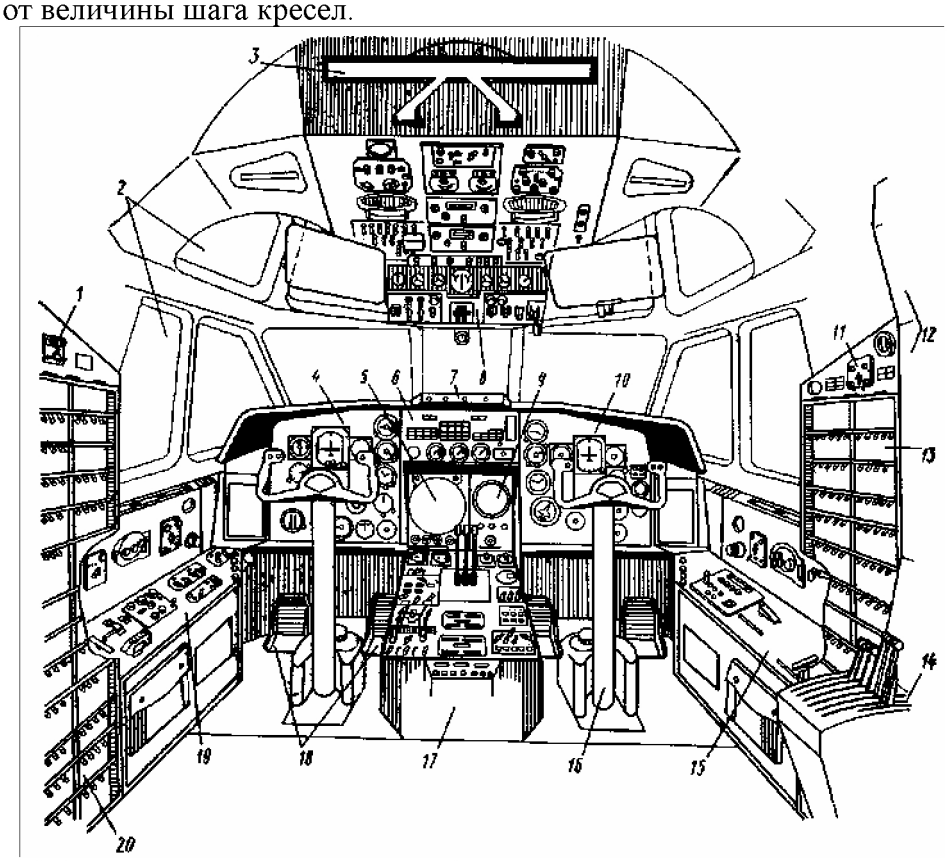


Рис. 2.5. Общий вид кабины экипажа (кресла членов экипажа не показаны): 1— щиток сигнализации левой панели .автоматов защиты сети (АЗС);2— фонарь кабины экипажа; 3— светильник верхнего электрощитка пилотов; 4— приборная доска первого пилота; 5— индикатор планшета ИП-3 из комплекта НВУ-БЗ; 6— средняя приборная доска пилотов; 7— электрощиток козырька; 8— верхний электрощиток; 9— индикаторный блок РЛС «Гроза»; 10— приборная доска второго пилота; 11— правый щиток; 12— пульт бортового инженера; 13— правая панель автоматов защиты сети (АЗС); 14— пульт управления двигателями; 15— боковой пульт второго пилота; 16— штурвальная колонка второго пилота; 17— средний пульт пилотов; 18— педали управления рулем направления первого пилота; 19— боковой пульт первого пилота; 20— левая панель автоматов защиты сети (АЗС)

Кресла каждого ряда обозначены буквами А, Б, В, Г, Д, Е, которые выбиты на кнопках включения индивидуальных светильников.

Плафоны общего освещения салона размещены в центральной части потолка; кроме того, имеется подсвет бортов и нижней части багажных полок.

4. Буфет-кухня *9* размещается между шпангоутами № 29—34 при основном варианте компоновки салонов и между шпангоутами № 31—34 в случае установки в переднем салоне дополнительного ряда кресел.

Буфет-кухня оборудован комплектом нагревательных приборов, контейнерами и холодильником. На правом борту имеется служебная дверь *28,* предусмотренная для наземного обслуживания буфета-кухни.

5. Задний вестибюль *10* расположен между шпангоутами № 34—36. На левом его борту имеется входная дверь 11, у правого борта находится гардероб. У входной двери на задней стенке вестибюля установлены три складные сиденья бортпроводников.

6. Второй пассажирский салон *13* находится между перегородками на шпангоутах № 36 и 64. В салоне установлено 98 кресел: 15 рядов по 6 кресел и два последние ряда имеют по 4 кресла.

Оборудование второго салона не отличается от оборудования первого салона. На левом и правом бортах салона имеются аварийные выходы *12,* по два выхода с каждой стороны. В случае аварийной посадки пассажиры могут выйти через них на крыло самолета.

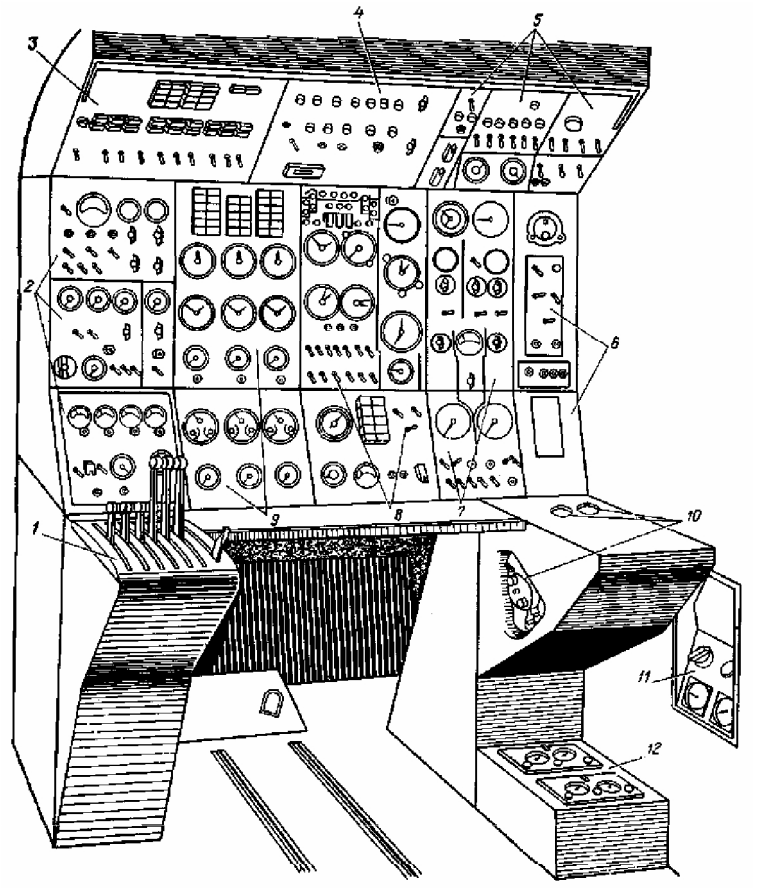


Рис. 2.6. Пульт бортового инженера:
1— пульт управления двигателями; 2— панель электроэнергетики; 3— панель контроля системы АБСУ-154; 4— панель противопожарной системы; 5—электрощиток бортового инженера; 6— панель запуска двигателей; 7— панель кондиционирования; 8— панель автоматики топлива и запуска ВСУ; 9— панель приборов контроля двигателей; 10— кислородное оборудование бортового инженера; 11— щиток управления выпуском плотов; 12— пульт управления герметизацией самолета

На зимний период предусмотрена возможность установки дополнительных гардеробов в задней части второго салона за счет снятия двух последних рядов кресел.

7. Задние три туалетные комнаты *14* размещены между шпангоутами № 64—67. Эти туалетные комнаты предназначены для пассажиров второго салона.

Под полом герметической части фюзеляжа находятся следующие помещения и отсеки.

1. Ниша передней ноги шасси *32* находится между шпангоутами № 14—19. В полете в нишу убирается передняя нога шасси. Ниша негерметическая. От гермокабины она отделена спереди и сзади нижними герметическими стенками шпангоутов № 14 и 19, с боков — герметическими продольными балками, сверху — герметической зашивкой. Снизу ниша передней ноги закрывается двумя парами створок *31*.

2. Переднее багажное помещение *27* находится между шпангоутами № 22—40. Для его загрузки предусмотрен люк *29* на правом борту.

3. Между шпангоутами № 41—49 встроен центроплан *25*. Отсек центроплана негерметический; от гермокабины отсек отделен нижними перегородками, установленными на шпангоутах № 41 и 49, стенками переднего и заднего лонжеронов и верхней обшивкой центроплана.

Доступ в подцентропланную часть фюзеляжа осуществляется через две съемные панели фюзеляжа, расположенные под кессоном центроплана.

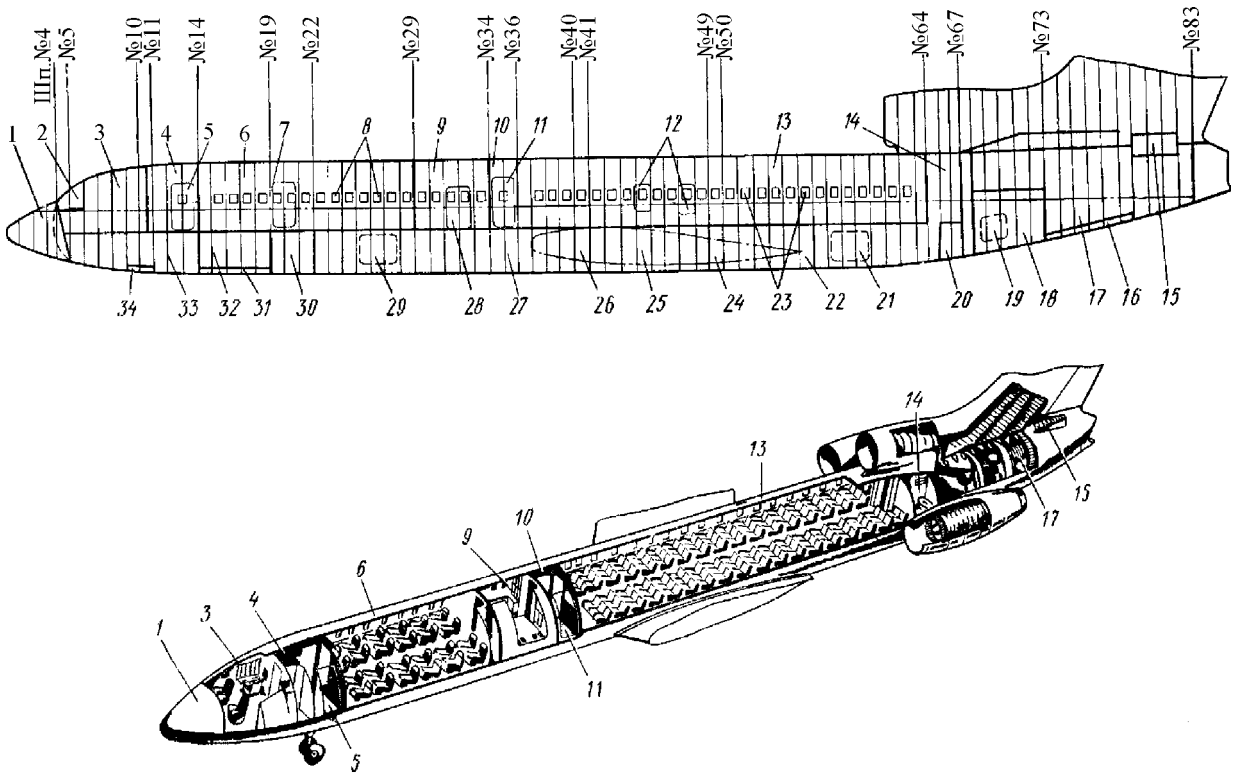


Рис. 2.7. Компоновка фюзеляжа:
1— носовой обтекатель; 2— фонарь кабины экипажа; 3— кабина экипажа; 4— передний вестибюль; 5— передняя входная дверь; 6— первый пассажирский салон; 7— запасная дверь; 8— окна переднего пассажирского салона; 9— буфет-кухня; 10— задний вестибюль; 11— задняя входная дверь; 12— аварийные выходы; 13— второй пассажирский салон; 14— задние туалетные комнаты; 15— отсек вспомогательной силовой установки; 16— створки отсека среднего двигателя; 17— отсек среднего двигателя: 18, 20, 24, 26, 30, 33— технические отсеки; 19, 34— люки технических отсеков; 21— люк заднего багажного помещения; 22— заднее багажное помещение; 23— окна заднего пассажирского салона; 25— центроплан; 27— переднее багажное помещение; 28— служебная дверь; 29— люк переднего багажного помещения; 31— створки ниши передней ноги шасси; 32— ниша передней ноги шасси

4. Заднее багажное помещение *22* находится между шпангоутами № 50—65. Люк *21* для его загрузки расположен на правом борту.

5. Технические отсеки *33, 30, 26, 24, 20* размещаются между шпангоутами № 5—14, 19—22, 40—41, 49—50 и 65—67. В отсеках смонтировано различного рода оборудование.

В хвостовой части фюзеляжа расположены следующие отсеки.

1. Технический отсек *18* находится между шпангоутами № 68—73. Загрузка отсека осуществляется через люк *19* на правом борту фюзеляжа. Изнутри отсек зашит дуралюминовыми листами.

2. Отсек среднего двигателя *17* расположен между шпангоутами № 73—83. Отсек отделен от гермокабины и технического отсека *18* титановыми противопожарными перегородками. Внизу отсека имеется люк для монтажа двигателя. Люк закрывается двумя парами створок *16*.

3. Отсек вспомогательной силовой установки (ВСУ) *15* размещается в верхней части фюзеляжа между шпангоутами № 78—82.

Отсек ВСУ отделен от силовых элементов фюзеляжа титановыми противопожарными перегородками.

Зона герметизации фюзеляжа

Герметическая кабина самолета отделена от внешней среды следующими элементами: обшивкой фюзеляжа от шпангоута № 4—5 до шпангоута № 67а, днищевыми шпангоутами № 4—5 и 67а, остеклением фонаря кабины экипажа, остеклением пассажирских кабин, входными, запасной и служебной дверями, крышками люков багажных помещений и технических отсеков, крышками аварийных выходов, герметическими элементами, отделяющими от гермокабины нишу передней ноги шасси и отсек центроплана.

Все элементы зоны герметизации выполнены герметическими. Места прохода через герметические элементы проводки управления самолетом и двигателями, трубопроводов и электропроводки герметизируются специальными устройствами.

Конструкция силовых элементов фюзеляжа

Основными силовыми элементами фюзеляжа являются шпангоуты, стрингеры, продольные балки ниши передней ноги шасси, обшивка.

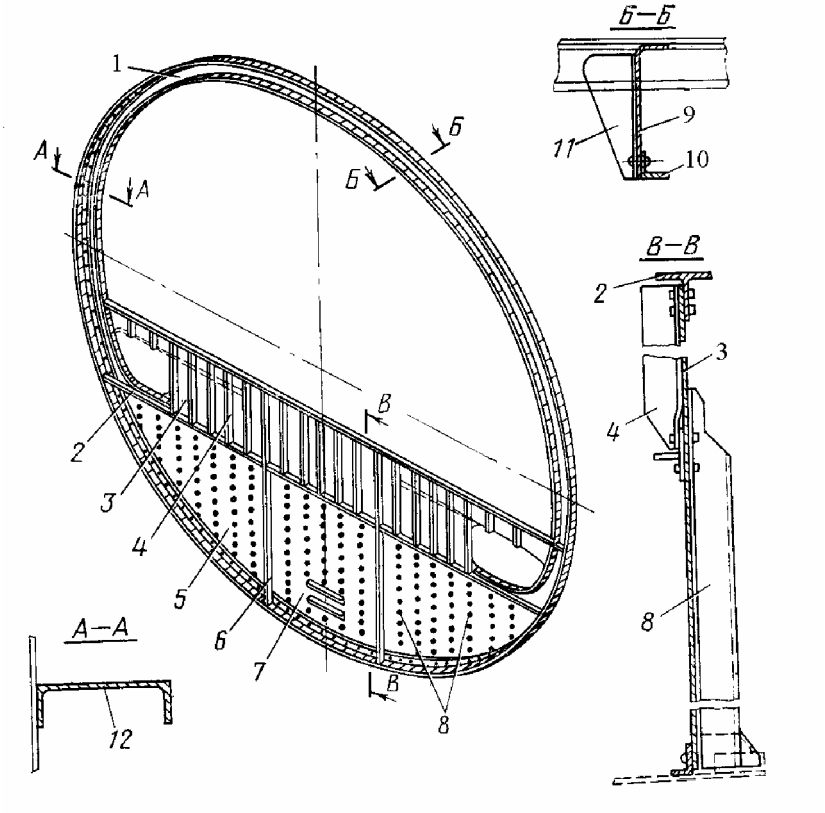


Рис. 2.9. Шпангоут № 14:

1—обод; 2—пояс поперечной балки; 3—стенка балки; .4— стойки балки; 5— негерметическая стенка шпангоута; 6—профиль для крепления продольных балок ниши передней ноги; 7—герметическая стенка шпангоута; 8—стойки; 9—стенка обода; 10— профиль обода; 11—косынка для крепления стрингера к ободу; 12—обод шпангоута из прессованного профиля

Шпангоуты образуют поперечный силовой набор фюзеляжа; они обеспечивают жесткость его поперечного сечения и подкрепляют стрингеры и обшивку. Часть шпангоутов воспринимает нагрузки от избыточного давления в гермокабине, а также сосредоточенные нагрузки от крыла, киля, двигателей, передней ноги шасси, грузов и оборудования.

Шпангоут (рис. 2.9) состоит из обода *1,* изготовленного из прессованного профиля *12* или из стенки *9,* выполненной из дюралюминиевого листа, подкрепленного прессованными профилями *10.* Шпангоуты гермокабины имеют поперечные балки *2, 3,* образующие вместе с продольными балками каркас, на который опирается настил пола. Шпангоуты зоны багажных помещений имеют в нижней части диафрагмы, на которые опирается настил пола багажных помещений. Шпангоуты, расположенные в зоне герметизации, имеют герметические стенки 7, отделяющие гермокабину от внешней атмосферы.

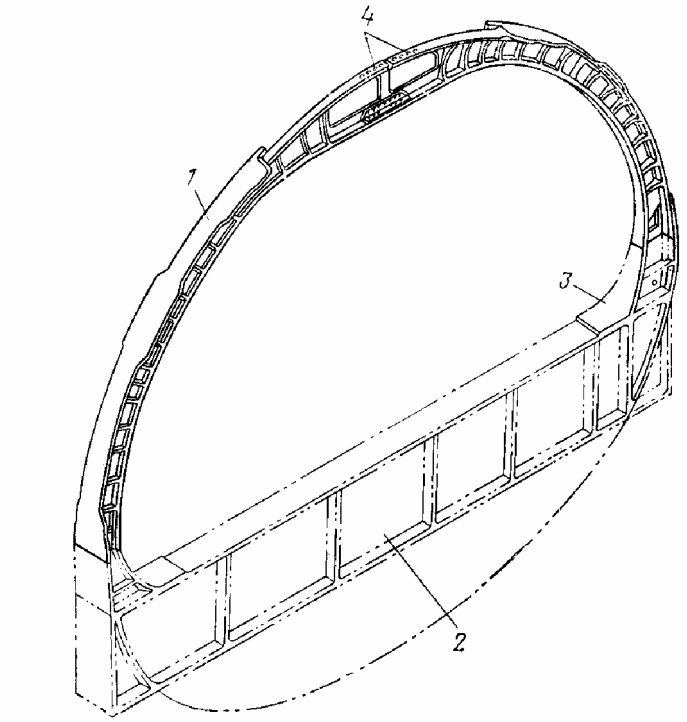


Рис. 2.10. Шпангоут № 49:
1—обод шпангоута; 2—лонжерон центроплана; 3— клык лонжерона; 4—болты стыка

Ободы большей части шпангоутов имеют вырезы для стрингеров. Наиболее нагруженные шпангоуты во избежание ослабления таких вырезов не имеют. При отсутствии вырезов в шпангоуте стрингеры в местах пересечения со шпангоутом разрезаются и соединяются между собой посредством фитингов, закрепленных на концах стрингеров, и болтов, проходящих через стенку шпангоута. Наиболее нагруженными являются шпангоуты № 4—5, 14, 19, 41, 46, 49, 67, 67а, 71.

Наклонный шпангоут № 4—5 является передней стенкой гермокабины. Шпангоут имеет сферическое днище, выполненное из дуралюминовых листов, подкрепленных прессованными профилями.

Шпангоуты № 14 (см. рис. 2.9) и № 19 воспринимают усилия от продольных балок ниши передней ноги шасси и избыточного давления в гермокабине. Нижняя часть этих шпангоутов имеет стенку 5, *7*, подкрепленную стойками *8*. Средняя часть стенки, отделяющая гермокабину от негерметичной ниши передней ноги, выполнена герметической. К вертикальным профилям *6* стенки крепятся передние (на шпангоуте № 14) и задние (на шпангоуте № 19) концы продольных балок ниши передней ноги шасси. Ободы этих шпангоутов не имеют вырезов под стрингеры. Обод шпангоута № 19 имеет тавровое сечение, на полку которого при стыке частей фюзеляжа ложатся листы обшивки передней части фюзеляжа.

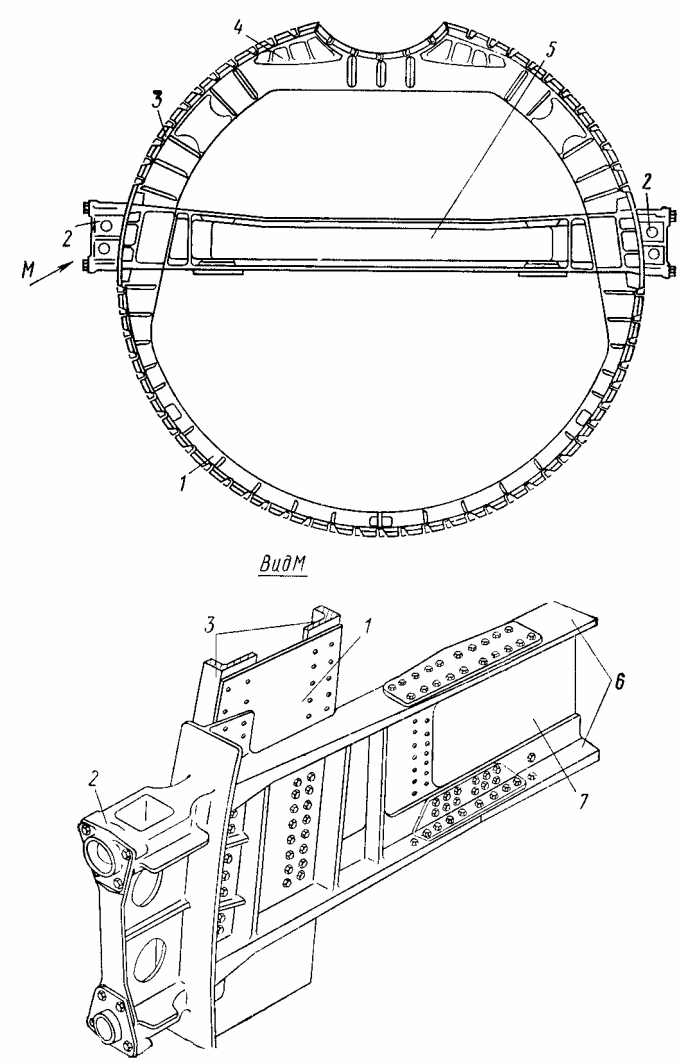


Рис. 2.11. Шпангоут № 67:
1—стенка шпангоута; 2—узлы крепления двигателя; 3—пояс шпангоута; 4—штампованный узел; 5—горизонтальная балка; 6—пояса горизонтальной балки; 7-стенка горизонтальной балки

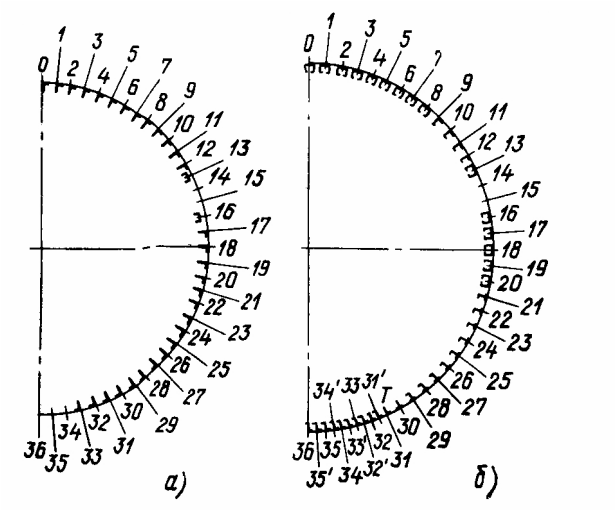


Рис. 2.12. Схема стрингерного набора: а—по шпангоуту № 19; б—по шпангоуту № 49

Шпангоуты № 41, 46, 49 воспринимают усилия от узлов крепления центроплана к фюзеляжу. К ним крепятся соответственно передний, средний и задний лонжероны центроплана. Эти шпангоуты (рис. 2.10) имеют форму арок, замкнутых снизу лонжеронами центроплана. Обод *1* шпангоутов выполнен горячей штамповкой из двух частей, соединенных вверху болтами *4*. Книзу и кверху шпангоуты расширяются: книзу — с целью усиления в местах крепления к центроплану, кверху — для образования отверстий под электрическую и другую проводку.

Вверху шпангоуты отходят от контура обшивки, благодаря чему не требуется разрезать стрингеры № 0, 1, 2, 3 и 4. Остальные стрингеры в местах пересечения со шпангоутами разрезаются.

Шпангоуты № 67 (рис. 2.11) и 71 воспринимают усилия от боковых двигателей. С обеих сторон на шпангоутах установлены узлы *2* для крепления двигателей, соединенные между собой горизонтальной балкой *5*. В верхней части шпангоута № 67 имеется выемка под воздухозаборник среднего двигателя.

Днищевый шпангоут № 137а является задней стенкой гермокабины. Шпангоут имеет сферическую стенку *28* (см. рис. 2.4), выполненную из дуралюминовых листов, подкрепленных профилями *26*. Обод шпангоута изготовлен из прессованного профиля таврового сечения. В верхней части шпангоута сделана выемка под воздухозаборник среднего двигателя.

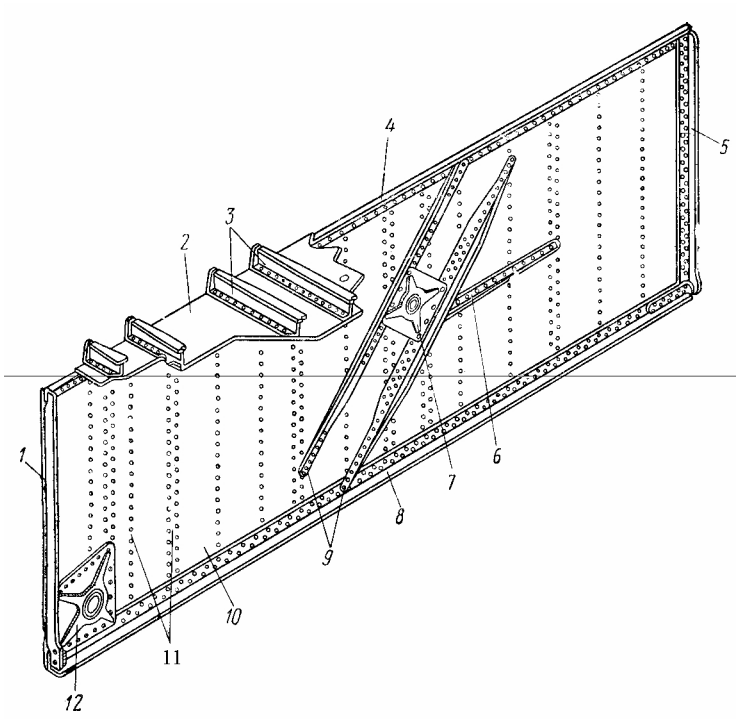


Рис. 2.13. Продольная балка ниши передней ноги шасси:
1—профиль для крепления продольной балки к шпангоуту № 14; 2—верхняя герметическая зашивка; 3—поперечные балки зашивки; 4—верхний пояс; 5—профиль для крепления продольной балки к шпангоуту № 19; 6—горизонтальный профиль; 7, 12—узлы крепления передней ноги шасси; в—нижний пояс; 9—диагональные профили крепления узла подкоса; 10—стенка продольной балки; 11—стойки

Стрингеры совместно с обшивкой воспринимают усилия от изгибающего момента, работая при этом на растяжение или сжатие, а также от воздушных нагрузок, которые передаются на них с обшивки. Кроме того, стрингеры подкрепляют обшивку при работе ее на сжатие. Нумеруются стрингеры сверху вниз, влево и вправо от верхнего (нулевого) стрингера до стрингера № 36 (рис. 2.12). Левые и правые стрингеры, расположенные симметрично относительно плоскости симметрии самолета, имеют одинаковые номера.

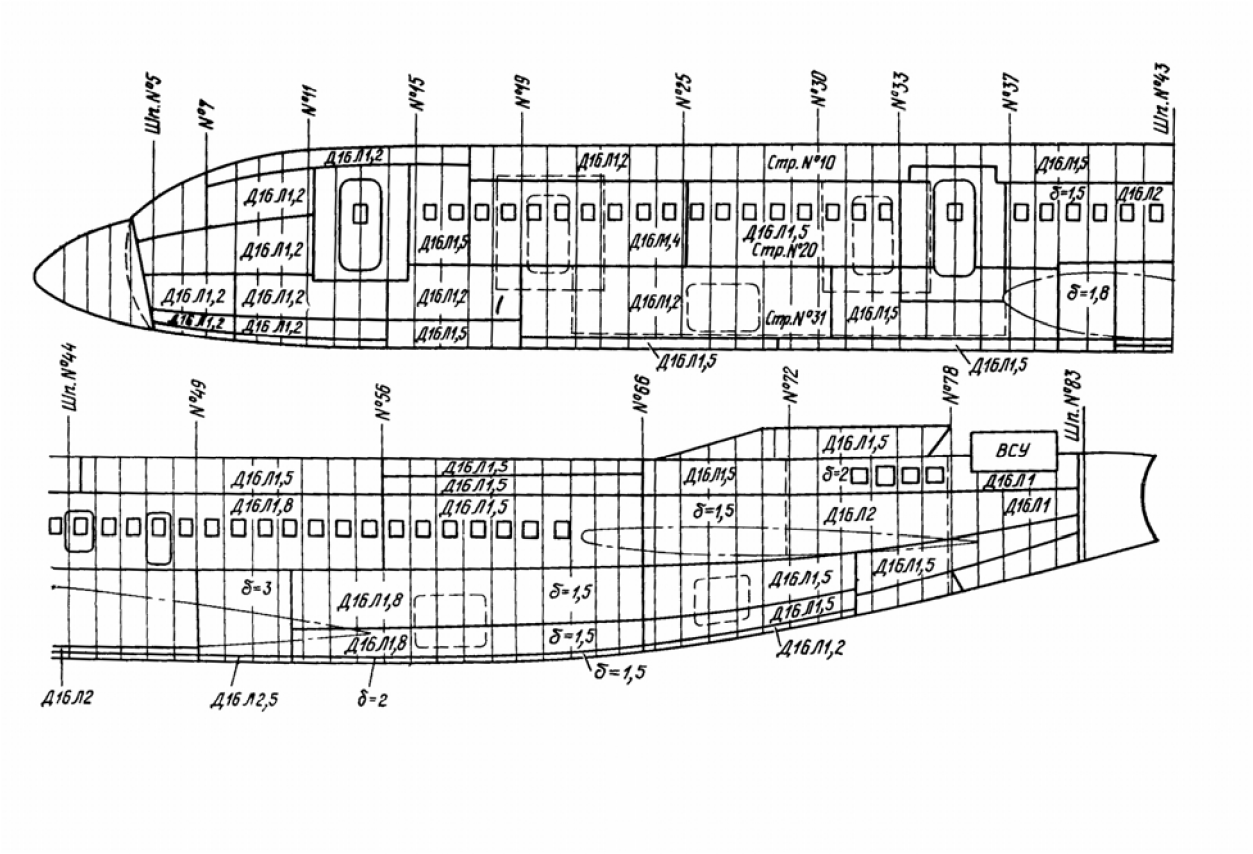


Рис. 2.14. Обшивка фюзеляжа

Стрингеры выполнены из прессованных профилей сплавов Д16-Т и В95-Т. Сечение стрингеров швеллерное, Z-образное, тавровое, уголковое. Размер сечения стрингера зависит от величины нагрузки, действующей на фюзеляж в месте его расположения.

Продольные балки ниши передней ноги шасси служат для крепления передней ноги к фюзеляжу. Балки выполнены герметическими, так как отделяют гермокабину от негерметической ниши передней ноги. Передними концами балки крепятся к шпангоуту № 14, задними — к шпангоуту № 19.

Продольная балка (рис. 2.13) состоит из верхнего *4* и нижнего *8* прессованных поясов и стенки *10,* подкрепленной стойками *11.* На балках установлены узлы *12* для крепления амортизационной стойки и узлы 7 для крепления подкоса передней ноги шасси.

Обшивка воспринимает усилия от изгибающего момента (вместе со стрингерами), поперечной силы, крутящего момента, избыточного давления в гермокабине, а также воздушные нагрузки, передавая их на шпангоуты и стрингеры.

Выполнена обшивка из сплава Д16-Т. Толщина обшивки (рис. 2.14) от 1 до 3 мм. В зонах расположения дверей, окон, люков и других вырезов в фюзеляже установлены листы переменной толщины, полученной химическим фрезерованием. Наиболее толстая часть листа является окантовкой выреза. Так, листы обшивки в зоне окон пассажирских кабин имеют исходную толщину 8 мм, далее химически фрезеруются до различных толщин (5; 2,5; 1,5 мм и т. д.) в зависимости от нагрузок, действующих на данном участке обшивки.

Обшивка имеет утолщение также в местах ее крепления к некоторым шпангоутам и другим силовым элементам фюзеляжа.

Обшивка крепится к шпангоутам и стрингерам потайными заклепками. Продольные стыки листов обшивки расположены на стрингерах и осуществлены внахлестку, поперечные стыки выполнены встык на шпангоутах или между ними. К шпангоутам обшивка крепится непосредственно или посредством компенсаторов.

Фонарь кабины экипажа

Фонарь кабины экипажа служит пилотам для обзора передней полусферы. Каркас фонаря (рис. 2.15) состоит из семи рам *1*, соединенных между собой болтами и элементов каркаса «крыши» *8*, к которым приклепывается обшивка 7.

Нижний пояс каркаса фонаря, образованный нижними ребрами рам, опирается на подфонарные лонжероны *10* и обод 2 шпангоута № 4—5 и крепится к ним болтами.

Остекление фонаря состоит из трех лобовых стекол *3*, остекления форточек *4*, двух боковых стекол *5*, четырех верхних стекол *6*.

Лобовые стекла силикатные триплексные с электрическим пленочным обогревом. Стекло состоит (сечение *Б—Б)* из двух несущих *14* и покровного *12* стекол. Между средним и покровным стеклами заключена прозрачная токопроводящая пленка *13*.

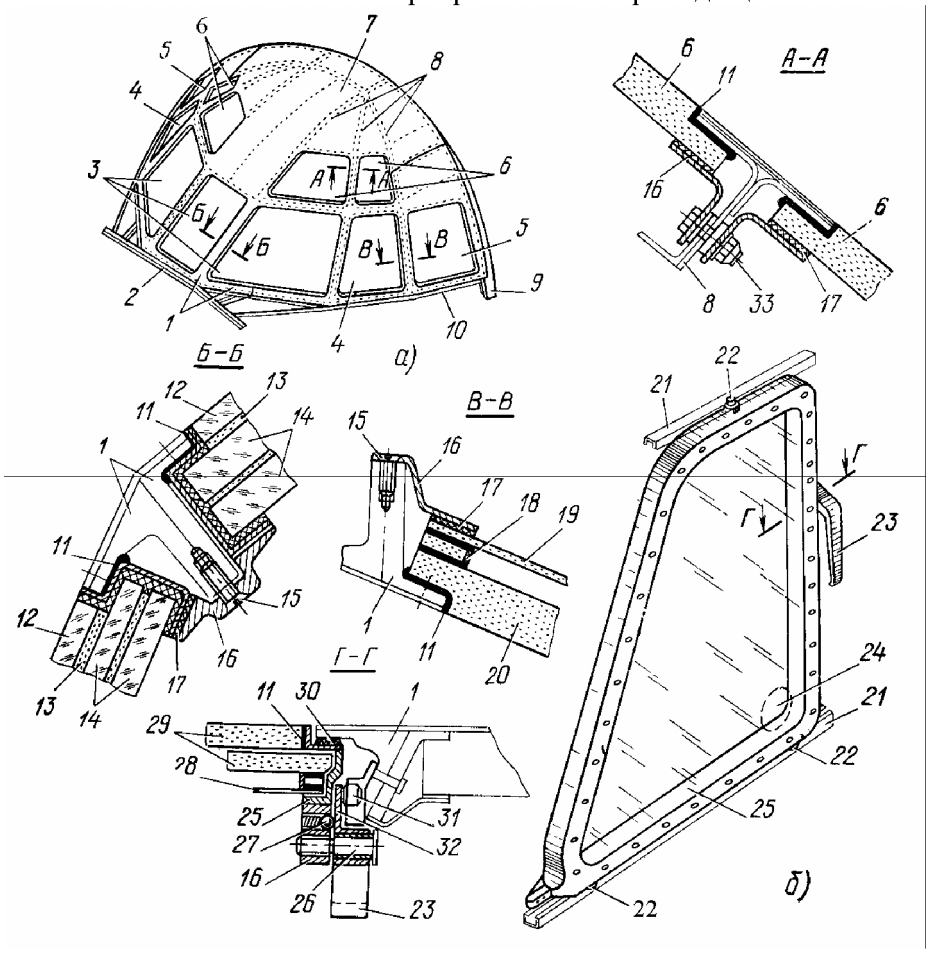


Рис. 2.15. Фонарь кабины экипажа:
а—общий вид фонаря; б—форточка фонаря; 1—рамы каркаса фонаря; 2—обод шпангоута № 4—5; 3—лобовые триплексные стекла; 4—форточки; 5—боковые двойные органические стекла; 6—верхние органические стекла; 7—обшивка фонаря; 8—элементы каркаса «крыши» фонаря; 9—обод шпангоута № 7; 10— подфонарный лонжерон; 11—герметик; 12—покровное стекло; 13—токопроводящая пленка; 14—силовые стекла; 15—винт; 16—прижимной профиль (прижимная рамка); 17—резиновая прокладка; 18—кант; 19—внутреннее стекло: 20— наружное стекло; 21—верхний и нижний рельсы; 22—ролики; 23—рукоятка; 24—осушительный патрон; 25—рамка форточки; 26—ось рукоятки; 27—шариковый фиксатор; 28—внутреннее стекло; 29—наружное стекло; 30—резиновый профиль; 31—ролик; 32—рычаг ролика; 33—болт

Боковые стекла двойные (сечение В—В): между наружным силовым 20 и внутренним 19 органическими стеклами имеется воздушное пространство, сообщенное с кабиной через осушительный патрон.

Верхние стекла одинарные органические. Все стекла вставляются изнутри и крепятся к каркасу болтами 33 и винтами 15 с помощью прижимных профилей и рамок *16.* Прижимные профили и рамки опираются на остекление через резиновые прокладки *17.* Остекление в каркасе фонаря уплотняется герметикой УТ-32 *11.*

Остекление форточек двухслойное: имеется наружное *29* (сечение *Г—Г)* и внутреннее *28* стекла, между которыми образована воздушная прослойка. Силовым стеклом является наружное, оно состоит из склеенных между собой трех листов органического ориентировочного стекла. Внутреннее стекло также органическое ориентировочное толщиной 3 мм.

Воздушное пространство между наружным и внутренним стеклами сообщается с кабиной через осушительный патрон *24,* установленный на внутреннем стекле.

Остекление форточки монтируется в дуралюминовой рамке *25.* Герметичность между наружным стеклом и рамкой, а также между прокладкой и прилегающими к ней стеклами достигается промазкой герметикой УТ-32. Между внутренним стеклом и рамкой устанавливается резиновая прокладка. На наружную часть рамки по контуру форточки наклеен резиновый герметизирующий профиль *30.*

Форточка двигается по верхнему и нижнему рельсам *21,* опираясь на них тремя роликами *22:* Для перемещения форточки по рельсам на ней имеется рукоятка *23* с фиксатором, запирающим форточку в закрытом положении. Фиксатор состоит из рычага *32* с роликом *31,* закрепленного на оси *26* рукоятки. При повороте рукоятки вниз ролик заходит в паз на каркасе фонаря. В закрытом положении рукоятка фиксируется шариковым фиксатором *27.* Движение форточки назад ограничивается упором на заднем конце нижнего рельса. Упор крепится к рельсу болтом.

Окна пассажирских кабин

Остекление окон пассажирских кабин выполнено из трех органических стекол марки АО-120. Все стекла: наружное (силовое) *1* (рис. 2.16) толщиною 10 мм, среднее (промежуточное) *4* толщиной 4 мм и внутреннее, (защитное) 7 толщиной 2 мм склеены в пакет. Зазоры между стеклами обеспечиваются прокладкой *3* из органического стекла и дуралюминовой распорной рамкой *9.*

Пакет опирается на обшивку фюзеляжа через резиновую герметизирующую прокладку *13,* приклеенную по краю выреза. Удерживается пакет четырьмя прижимами *11* посредством болтов *10.* Дренаж межстекольного пространства осуществляется через штуцера, вставленные в отверстия, имеющиеся в прокладке и распорной рамке.

Система дренажа окон пассажирских кабин

Пространство между двойными стеклами фонаря кабины экипажа и окон пассажирских кабин сообщается с гермокабиной. Чтобы стекла не запотевали, межстекольное пространство сообщается с кабиной через осушительные патроны, заполненные влагопоглощающим веществом — силикагелем.

Двойные стекла фонаря кабины пилотов и окна пассажирских кабин, вмонтированные во входные двери и крышки аварийных выходов, имеют индивидуальные осушительные патроны *4, 7* (рис. 2.17). Остальные окна пассажирских кабин объединены в четыре группы — по две на каждом борту фюзеляжа, — каждая из которых имеет один осушительный патрон *1, 6.* Межстекольные пространства окон сообщены с осушительным патроном посредством трубопровода 2.

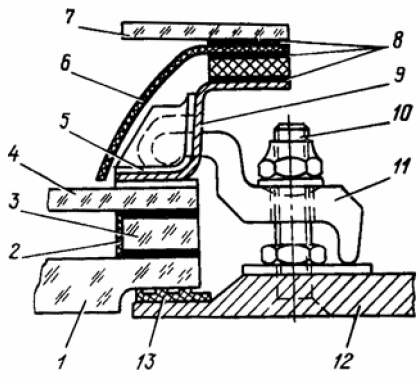


Рис. 2.16. Окно пассажирского салона:
1 - наружное стекло; 2—«канат из белой пластмассы; 3—прокладка; 4—среднее стекло; 5—гнездо прижима; 6—декоративная рамка; 7—внутреннее стекло; 8—герметик; 9—распорная рамка; 10—болт; 11—прижим; 12—оконная секция фюзеляжа; 13—резиновая прокладка

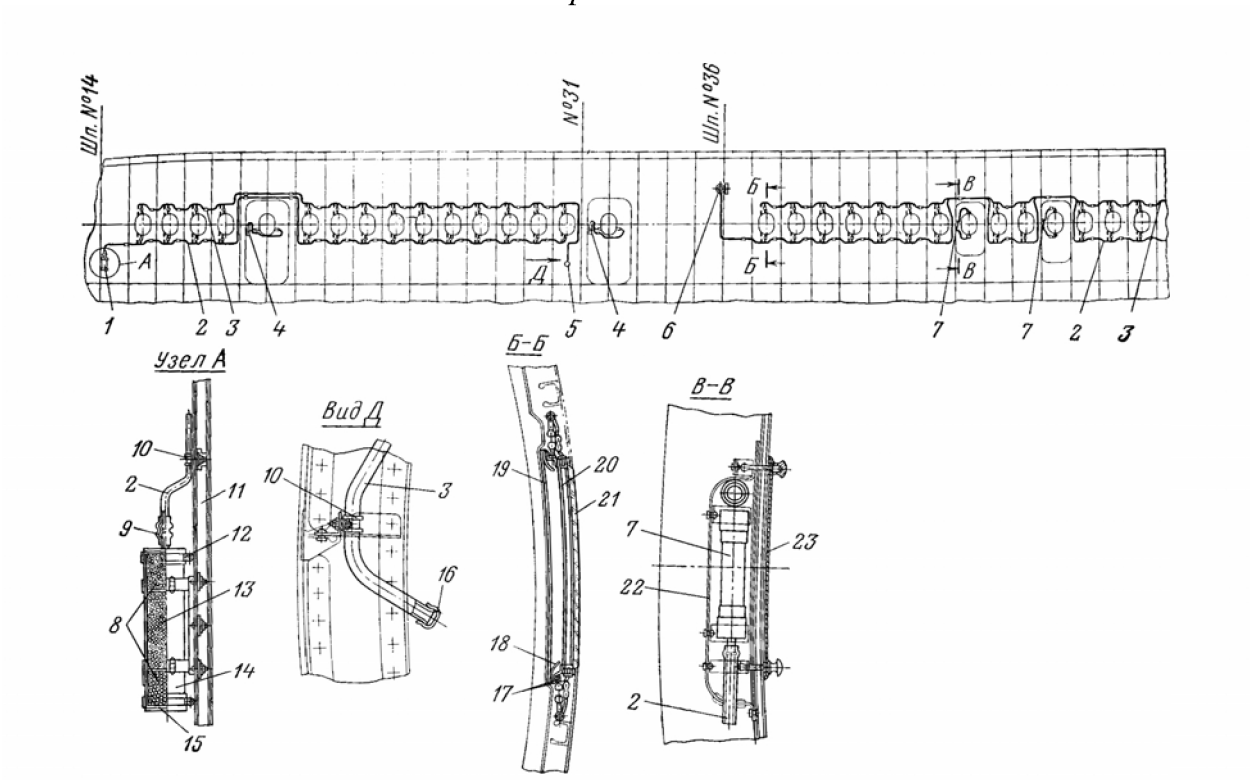


Рис. 2.17. Система дренажа окон пассажирских кабин:
1, 4, 6, 7—осушительные патроны; 2, 3—трубопроводы; 5—штуцер; 6— силикагель-индикатор; 9—резиновая трубка; 10, 12—хомуты; 11— перегородка гардероба; 13—силикагель-осушитель; 14—цилиндр патрона; 15—крышка патрона; 16—заглушка; 17—ниппель; 18-—декоративная облицовка; 19—защитное стекло; 20— промежуточное стекло; 21— силовое стекло; 22—гнездо осушительного патрона; 23—крышка гнезда

Окна каждой группы сообщены между собой также трубопроводом *3*, предназначенным для продувки межстекольного пространства сухим воздухом или азотом в случае запотевания стекол и при монтаже осушительных патронов.

Осушительный патрон представляет собой цилиндр *14* из органического стекла, закрытый с обоих концов крышками *15*. Цилиндр заполнен силикагелем-осушителем *13* марки ШСМ и силикагелем-индикатором *8*, разделенными между собой металлической

сеткой. При насыщении влагой силикагель-индикатор меняет цвет с синего (василькового) на розовый.

Осушительные патроны ,*1, 6* расположены по левому и правому бортам фюзеляжа на перегородках шпангоутов № 14 и 36.

Не реже одного раза в месяц патроны окон пассажирских кабин и фонаря кабины пилотов заменяются при изменении цвета силикагеля-индикатора. Увлажненные патроны без разборки подвергаются сушке в сушильном шкафу при температуре 100° С до восстановления силикагелем-индикатором синей окраски (1,5-2 ч.).

Входные двери

Фюзеляж имеет две входные двери, расположенные на левом борту между шпангоутами № 12—14 и 34—36.

Дверь (рис. 2.18) состоит из каркаса, склепанного из штампованной чаши *2* и дуралюминовых балок *6,* наружной *1* и внутренней обшивок. В средней части двери имеется вырез, в котором смонтировано окно 5.

Дверь подвешивается к фюзеляжу на кривошипе 7. Кривошип крепится к фюзеляжу на кронштейнах *8,* дверь к кривошипу крепится на кронштейнах *9.* Узлы крепления двери к кривошипу имеют устройства, позволяющие регулировать положение двери и совмещение ее с проемом фюзеляжа.

Двери открываются наружу, совершая плоскопараллельное движение относительно фюзеляжа. Плавный ход двери обеспечивается двумя тягами *12.*

Герметизация двери достигается двумя резиновыми профилями *3, 4* трубчатого сечения, приклеенными по контуру двери.

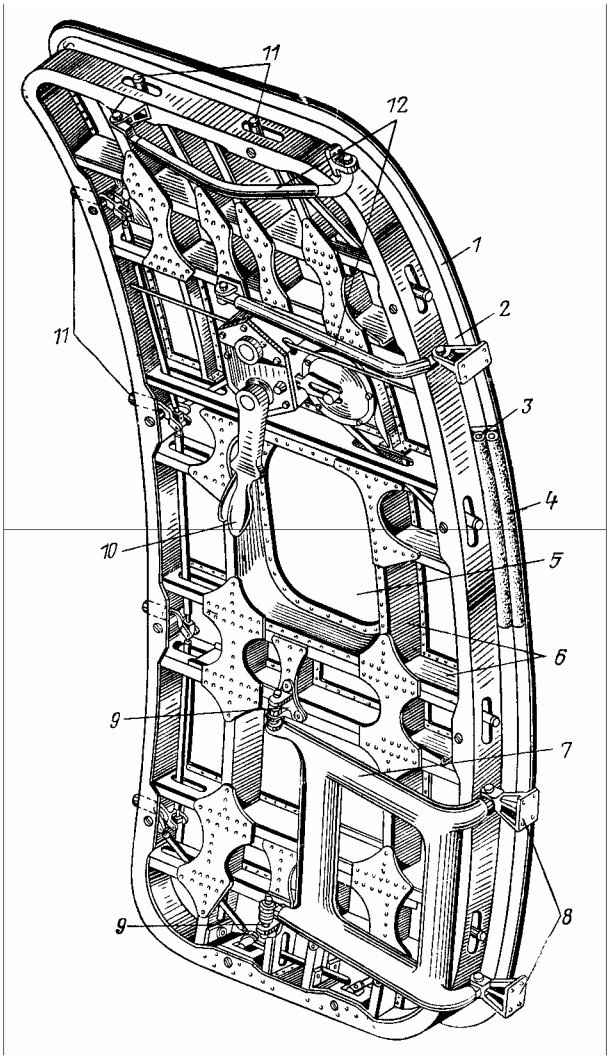


Рис. 2.18. Передняя входная дверь (внутренняя обшивка двери снята): 1—наружная обшивка; 2—штампованная чаша; 3, 4—резиновые профили для герметизации; 5— окно; 6—продольные и поперечные балки; 7—кривошип; 8—кронштейны для навески двери; 9—кронштейны для навески двери с регулирующим устройством; 10—внутренняя ручка управления замками; 11—замки двери; 12—тяги плавного хода двери

Дверь имеет систему запирания, надежно фиксирующую ее в закрытом положении с помощью замков *11,* и сигнализацию открытого положения замков.

Система запирания входной двери

Система запирания входной двери состоит (рис. 2.19) из 12 замков *2, 4,* механизма управления *8* замками, тяг *3, 7, 15, 16,* соединяющих механизм управления замками с замками и замки между собой, механизма автоматического стопорения замков в полете *19.*

Замки установлены внутри двери по ее контуру. Замок состоит (рис. 2.20) из корпуса *8* и рычага *3* с осью *1,* выполненных из хромансиля. Ось установлена в корпусе на двух шариковых подшипниках *2.* Рычаг на оси крепится на резьбе и его положение может регулироваться. От проворачивания на оси рычаг фиксируется стяжным болтом *11.* Рычаг имеет палец *6,* вилку *9* и ушко *10.* На палец рычага надевается ролик *4* с игольчатым подшипником *5.* К ушку и вилке крепятся тяги управления замком. В зависимости от места расположения замка на двери рычаги отличаются друг от друга вилками и ушками.

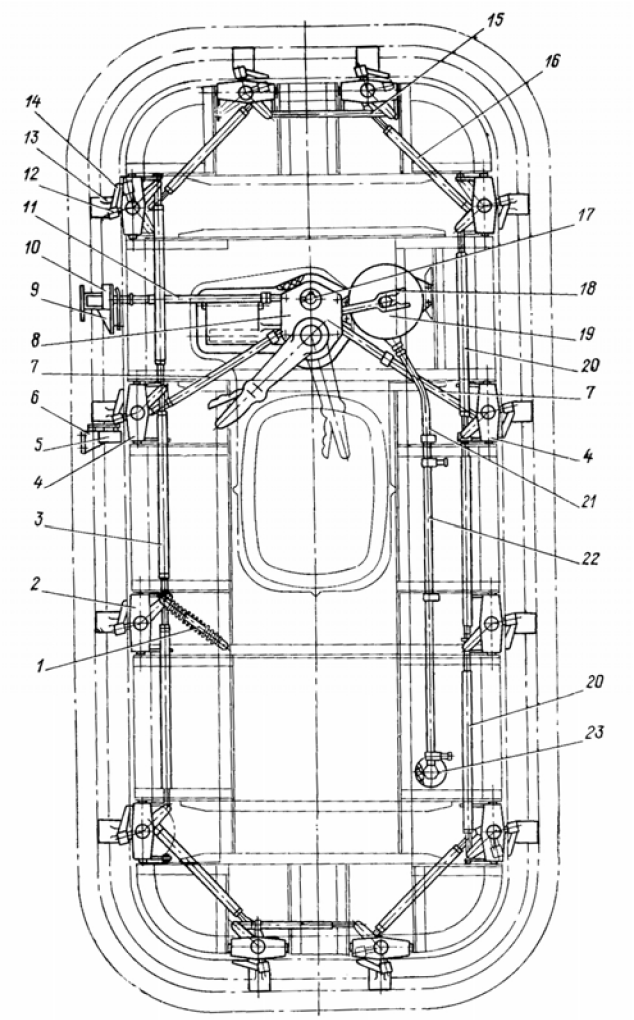


Рис. 2.19. Система запирания входной двери (вид изнутри на входную дверь): 1—пружинный фиксатор; 2—замок; 3—средняя тяга; 4—ведущий замок; 5, 10—концевые выключатели; 6, 9, 13—кронштейны; 7—ведущая тяга: 8—механизм управления; 11—толкатель; 12—ролик замка; 14—наклонная площадка; 15— горизонтальная тяга; 16—угловая тяга; 17—флажок; 18—вильчатая тяга; 19—механизм автоматического стопорения замков; 20—боковая тяга; 31—трубка; 22—рукав; 23—заборник воздуха

Замок крепится к каркасу двери болтами. В открытом положении замка вырез под замок в окантовке двери закрывается наполовину дуралюминовым щитком *12*. Щиток крепится винтами к рычагу замка.

В окантовке дверного проема против каждого замка установлены литые кронштейны *6, 9, 13* (см. рис. 2.19) из стали 35ХГСЛ, на которые накатываются ролики замков при запирании двери. Рабочая часть кронштейнов представляет собой кольцевой сектор, состоящий из двух площадок: наклонной и прямой. При запирании замка ролик накатывается вначале на наклонный участок, притягивая дверь к фюзеляжу и обжимая профили герметизации. В закрытом положении замка ролик находится на прямом участке.

В начале наклонного участка имеется впадина глубиной 2 мм, выполненная по форме ролика замка. При отпирании двери на земле в эти впадины западают ролики замков, препятствуя полному открытию двери. Через образовавшуюся при этом щель между дверью и фюзеляжем стравливается остаточное давление воздуха в гермокабине и дверь свободно открывается.

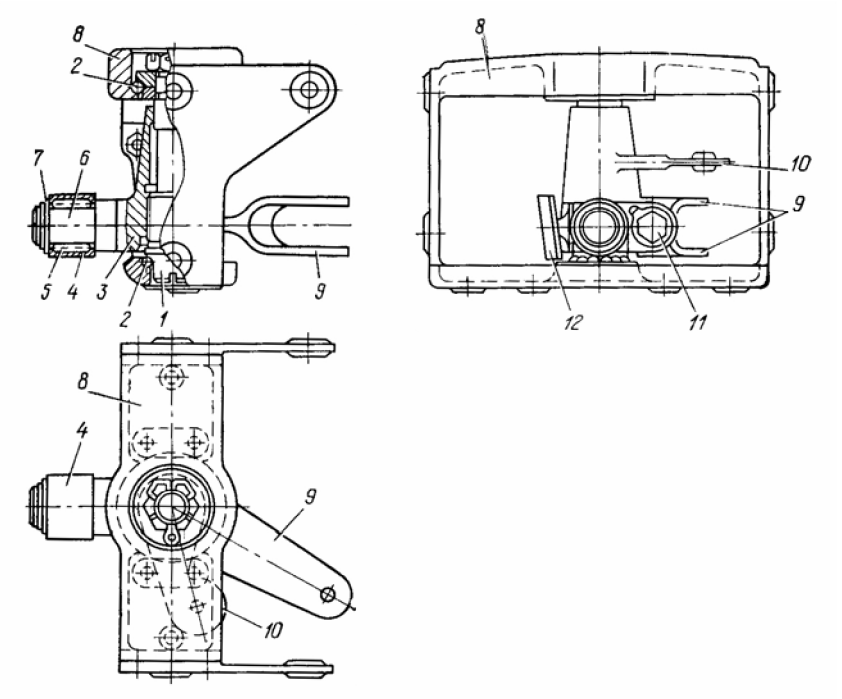


Рис. 2.20. Замок входной двери: 1—ось рычага; 2—шариковый подшипник; 3—рычаг; кролик рычага; 5— игольчатый подшипник; 6—палец рычага; 7—шайба; 8— корпус; 9— вилка рычага; 10—ушко рычага; 11—стяжной болт; 12—щиток

Тяги предназначены для передачи усилий с механизма управления замками на замки при их закрывании и открываний. По назначению и расположению на двери тяги делятся на боковые *20,* угловые *16,* горизонтальные *15,* средние *3* и ведущие *7.*

Каждая тяга, за исключением ведущих, имеет вилку *1* (рис. 2.21) или ушко 5 на концах. Вилка или ушко одного конца тяги приваривается, другого конца устанавливается на резьбе, позволяющей регулировать длину тяги в пределах ± 10 мм. Регулируемый наконечник контрится контргайкой *2.*

В нерегулируемый конец ведущей тяги вварен штуцер, который связан с механизмом управления замками.

В соединениях средних тяг с рычагами замков и с боковыми тягами установлены специальные шарниры. Шарнир (рис. 2.22) имеет валик *2,* соединяющий вилки соседних тяг, и болт *3,* соединяющий валик с рычагом *5* замка. На валик надевается сухарь *6,* препятствующий изгибу болта.

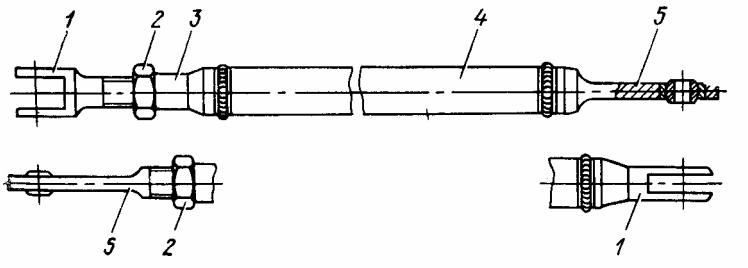


Рис. 2.21. Тяги:
1—вилка; 2—контргайка; 3—втулка; 4—труба; 5—ушко

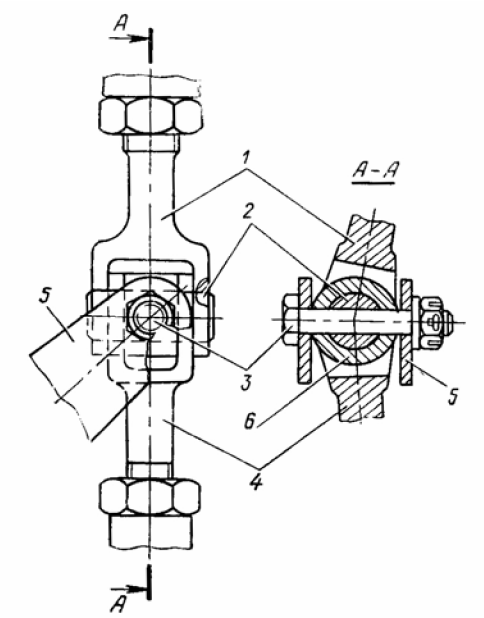


Рис. 2.22. Специальный шарнир:
1—боковая тяга; 2—валик; 3—болт; 4—средняя тяга; 5—рычаг замка; 6—сухарь

Механизм управления замками предназначен для управления запиранием и открыванием замков.

Механизм (рис. 2.23) состоит из корпуса *2* с крышкой *3*, вала *1*, внутренней *9* и наружной *13* ручек, фланца *16*.

Корпус и его крышка отлиты из алюминиевого сплава АЛ 19. Крышка к корпусу крепится болтами и фиксируется двумя штифтами, запрессованными в корпус. На фланце корпуса приклепаны герметические гайки 18, в которые вворачиваются болты крепления корпуса к двери.

Вал вращается в двух стальных втулках, запрессованных в корпусе и крышке. В средней части вала имеются два рычага *17:* двухушковый и одноушковый. Рычаги выполнены за одно целое с валом. К двухушковому рычагу крепятся ведущие тяги *22* управления замками, к одноушковому рычагу крепится вильчатая тяга *19* механизма автоматического стопорения замков в полете.

Вращение вала осуществляется как от внутренней, так и от наружной ручек.

Внутренняя ручка надевается на квадратный конец вала, выходящий в кабину, и удерживается от соскакивания с вала винтом *5*. Внутри ручки смонтирован стопор 7. В крайних положениях ручки стопор под действием пружин входит в один из двух пазов стопорной пластины *8*, закрепленной на крышке корпуса. Ручка снимается со стопора нажатием на рычаг (гашетку) *10*. Гашетка связана со стопором тягой 7 (рис. 2.24), имеющей регулировочную вилку *10*. Положение стопора определяется скобой *3*, которая при перемещении стопора в открытое или закрытое положение перемещается вместе с ним. Под скобой на корпусе ручки предусмотрена отметка с надписью «На стопоре».

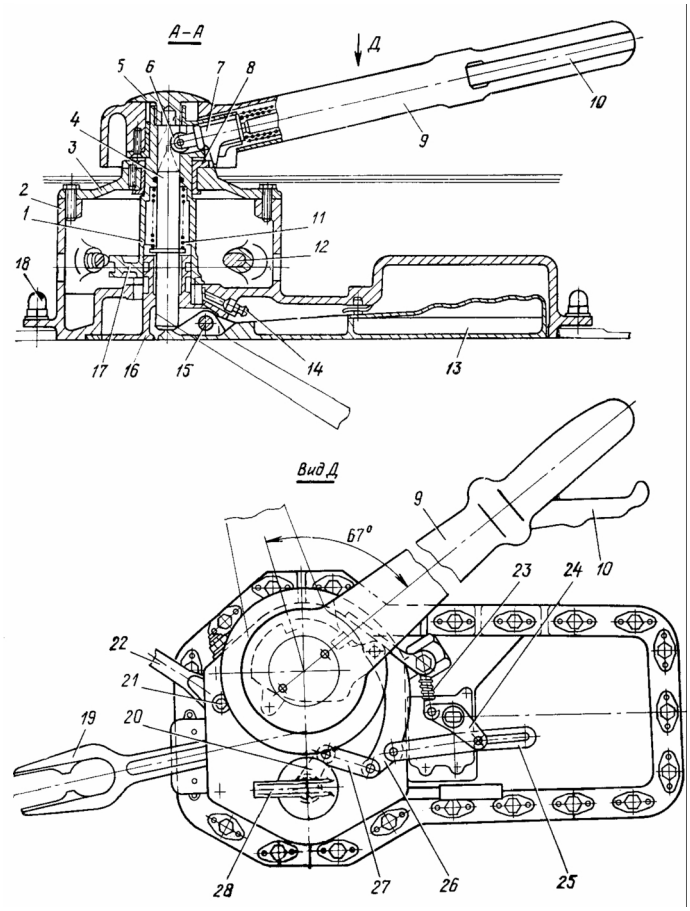


Рис. 2.23. Механизм управления замками:1—вал; 2—корпус; 3—крышка; 4—толкатель; 5—винт внутренней ручки; 6—ролик стопора; 7—стопор; 8—стопорная пластина; 9—внутренняя ручка; 10—гашетка; 11—пружина; 12— винт ограничитель; 13—наружная ручка; 14—масленка; 15—валик наружной ручки; 16— фланец; 17—рычаг вала; 18—герметическая гайка; 19—вильчатая тяга; 20—рычаг флажка; 21—масленка; 22—ведущая тяга; 33—фиксатор; 24, 26—рычаги; 25—тяга фиксатора; 27-серьга; 28—флажок

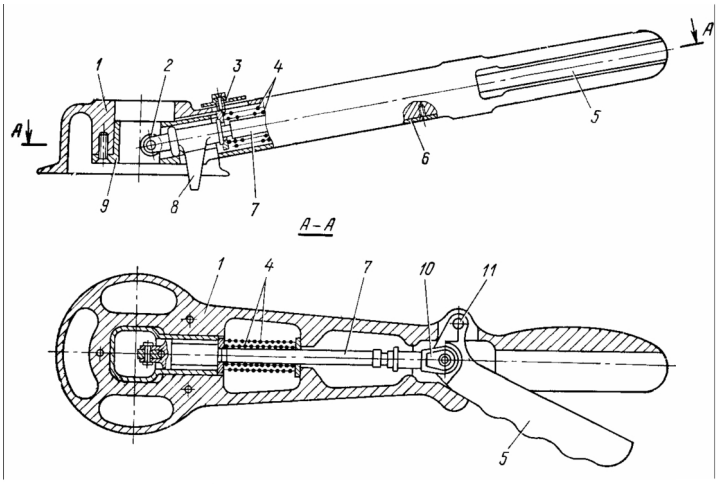


Рис. 2.24. Внутренняя ручка:
1—корпус; 2—ролик; 3—скоба 4-пружин стопора 5—рычаг (гашетка); 6—крышка 7—тяга; 8—стопор; 9-вставка; 10—вилка; 11—ось гашетки

Поворот вала и внутренней ручки ограничивается двумя винтами *12* (см. рис. 2.23), ввернутыми в корпус. В крайних положениях вала в винты упирается двухушковый рычаг. Упоры ограничивают поворот вала в пределах 67°.

Вал имеет также фиксатор крайних положений. Для этой цели на валу со стороны, противоположной двухушковому рычагу, выполнен поясок с двумя конусными выемками. По этому пояску скользит конус фиксатора. В крайних положениях вала фиксатор под действием своей пружины западает в конусные выемки и стопорит вал.

Наружная ручка связанна с валом посредством фланца *16,* на котором ручка закреплена шарнирно. Шарнирное крепление ручки позволяет вытягивать ее из ниши корпуса перед вращением для отпирания или запирания замков.

Фланец своей цилиндрической частью вставляется в вал внутренней ручки и может поворачиваться относительно вала на 67°. Поворот фланца относительно вала ограничивается двумя винтами, ввернутыми в вал. Концы винтов входят в пазы на цилиндрической части фланца. Такое соединение позволяет валу поворачиваться на 67°, не вращая фланец и наружную ручку, когда последняя находится в среднем положении. В свою очередь, наружная ручка с фланцем также имеют холостой ход. Это дает возможность возвращать наружную ручку из крайних положений в среднее, не вращая внутреннюю ручку.

Наружная ручка в исходном положении размещается в нише корпуса. Свободная от ручки часть ниши закрыта крышкой, удерживаемой в этом положении пружиной. Перед вытягиванием ручки из ниши крышка отжимается внутрь ниши, что позволяет захватить ручку рукой.

При выведении наружной ручки из ниши она нажимает в торец толкателя *4.* Толкатель, преодолевая сопротивление пружины *11,* конусным концом отжимает ролик *6* стопора, отстопоривая механизм. При переводе наружной ручки в нишу толкатель пружиной возвращается в первоначальное положение и механизм управления замками снова встает на стопор внутренней ручки.

Механизм автоматического стопорения замков исключает возможность открывания замков входной двери в полете.

Механизм стопорения *19* (см. рис. 2.19) сообщен с атмосферой через заборник воздуха *23* и трубопровод *21, 22,* соединяющий заборник воздуха с корпусом механизма стопорения.

Механизм стопорения (рис. 2.25) состоит из корпуса *1* с крышкой *5,* диафрагмы *3,* стакана *6,* пружины *9.*

Диафрагма выполнена из резины, ее кромка по всей окружности зажата между корпусом и крышкой и разделяет полость корпуса на две полости. Правая полость сообщена с гермокабиной отверстиями в крышке, левая полость сообщена с атмосферой через проходник *14,* трубопровод *13* и заборник воздуха.

По обе стороны диафрагмы поставлены мебраны *2, 4* из нержавеющей стали. Стакан крепится К диафрагме гайкой *15.* Свободный конец стакана выходит наружу через втулку *8.* Этот конец стакана имеет кольцевую проточку, а втулка — пазы. Б проточке стакана и пазах втулки размещается вилка тяги *16.*

При отсутствии перепада давлений в полостях корпуса проточка стакана совмещена с пазами втулки и вильчатая тяга может свободно перемещаться вдоль своей оси, не препятствуя вращению вала механизма управления замками. Если же перепад давлений превысит 0,03 кгс/см^2, диафрагма прогнется влево, сжимая пружину *9* и стакан перекроет пазы втулки. Вильчатая тяга окажется застопоренной и через нее будет застопорен механизм управления замками. Ход стакана составляет 5 мм и регулируется шайбой *7,* устанавливаемой под правый конец пружины.

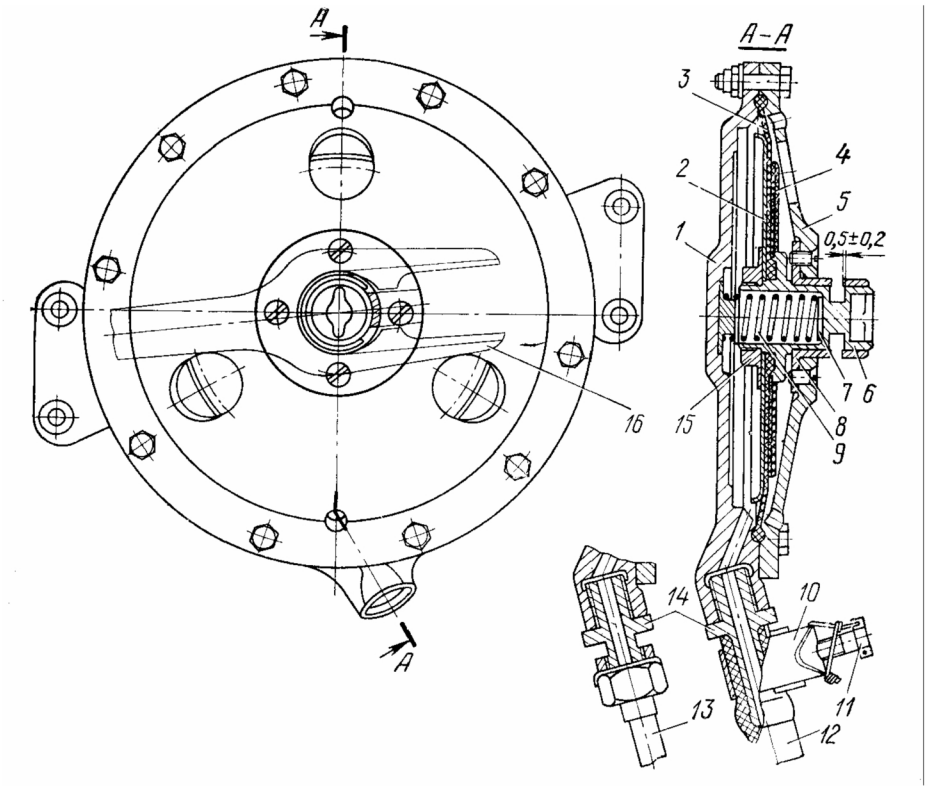


Рис. 2.25. Механизм автоматического стопорения замков:
1—корпус; 2, 4—мембраны; 3—диафрагма; 5—крышка; 5—стакан; 7—шайба; 8—втулка; 9— пружина; 10—хомут; 11—винт хомута; 12— гибкий трубопровод; 13-металлический трубопровод (только для входных дверей); 14—проходник; 15—гайка; 16—вильчатая тяга

Заборник воздуха (рис. 2.26) состоит из корпуса *1* и втулки *2* с пружиной *3*. Штуцер *6* корпуса соединяет через трубопровод 5 воздухозаборник с механизмом стопорения. В корпусе со стороны штуцера выполнен продольный шлиц для стока воды.

Втулка имеет продольные шлицы и отверстия в торце для поступления воздуха в заборник. К заплечику корпуса втулка поджата пружиной.

Со стороны втулки корпус имеет внутреннюю резьбу, необходимую для подсоединения приспособления для откачивания воздуха из полости механизма при отладке системы.

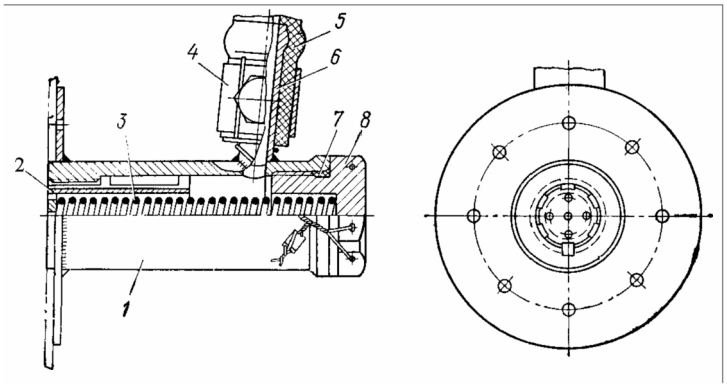


Рис. 2.26. Заборник воздуха:
1—корпус; 2—втулка; 3—пружина; 4—хомут; 5—трубопровод; 6—штуцер; 7—уплотнитедьное кольцо; 8—заглушка

Система сигнализации открытого положения замков и стопора двери состоит из двух концевых выключателей *5, 10* (см. рис. 2.19), толкателя *11* и двух сигнальных табло, расположенных над правой панелью АЗС. Концевые выключатели установлены в окантовке дверного проема. Верхний концевой выключатель нажимается толкателем, нижний — роликом замка при его запирании.

Толкатель представляет собой трубу, склепанную со штырем. Один конец толкателя крепится к ушку стопора механизма управления замками, второй конец входит в отверстие скобы, приклепанной к окантовке двери. При установке ручек управления замками на стопор толкатель выступает за окантовку двери и своим концом нажимает на шток концевого выключателя. Последний размыкает электрическую цепь сигнальной лампы.

Запасная и служебная двери

Запасная и служебная двери находятся на правом борту фюзеляжа между шпангоутами № 19—21 и 31—33 соответственно.

Запасная дверь предназначена для покидания самолета людьми при аварийной посадке, служебная дверь служит для загрузки буфета-кухни продуктами питаний.

Запасная и служебная двери аналогичны по конструкции входным дверям. Система запирания запасной и служебной дверей отличаются от систем запирания входных дверей только тем, что имеют по 8 замков вместо 12. Запасная дверь, кроме того, не имеет подвесного устройства и при открытии замков отделяется от фюзеляжа.

Аварийные выходы

Аварийные выходы предназначены для покидания самолета в случае аварийной посадки. По два выхода расположены на левом и правом бортах фюзеляжа между шпангоутами № 44—45 и 47—48. Крышки аварийных выходов вынимаются внутрь фюзеляжа.

Крышка аварийного выхода (рис. 2.27) представляет собой подкрепленную внутри чашу *5,* отштампованную из дуралюминового листа. В крышке имеется окно *4,* по конструкции аналогичное другим окнам пассажирской кабины. Герметизация крышки обеспечивается наружным *11* и внутренним *9* резиновыми профилями.

Механизм запирания крышки аварийного выхода состоит из двух тяг 7 со штырями *10,* качалки *12* с осью *14,* наружной *13* и внутренней *16* ручек. При повороте одной из ручек вместе *с.* ней вращается ось с качалкой, передавая движение на тяги и штыри. При запирании механизма штыри входят в гнезда *2* в окантовке аварийного выхода и удерживаются в закрытом положении пружинами *8.* Кроме того, механизм в закрытом положении стопорится защелкой *15,* Предотвращающей открытие аварийного выхода снаружи при стоянке самолета. В полете защелка должна находиться в открытом положении «Откр.».

Люки багажных помещений

Люки багажных помещений предназначены для их загрузки и разгрузки.

Люки располагаются в нижней части фюзеляжа справа между шпангоутами № 25—28 и 57—60. Крышки люков открываются внутрь фюзеляжа и сдвигаются в сторону.

Крышка (рис. 2.28) выполнена в виде подкрепленной изнутри штампованной чаши *8* из материала Д16-Т. По кромке крышки приклеен резиновый профиль герметизации. Крышка подвешивается к фюзеляжу на двух качающихся подвесках *2,* с помощью которых крышка выводится из окантовки люка и на роликовых каретках *3* откатывается по рельсам *4* в специальную нишу фюзеляжа.

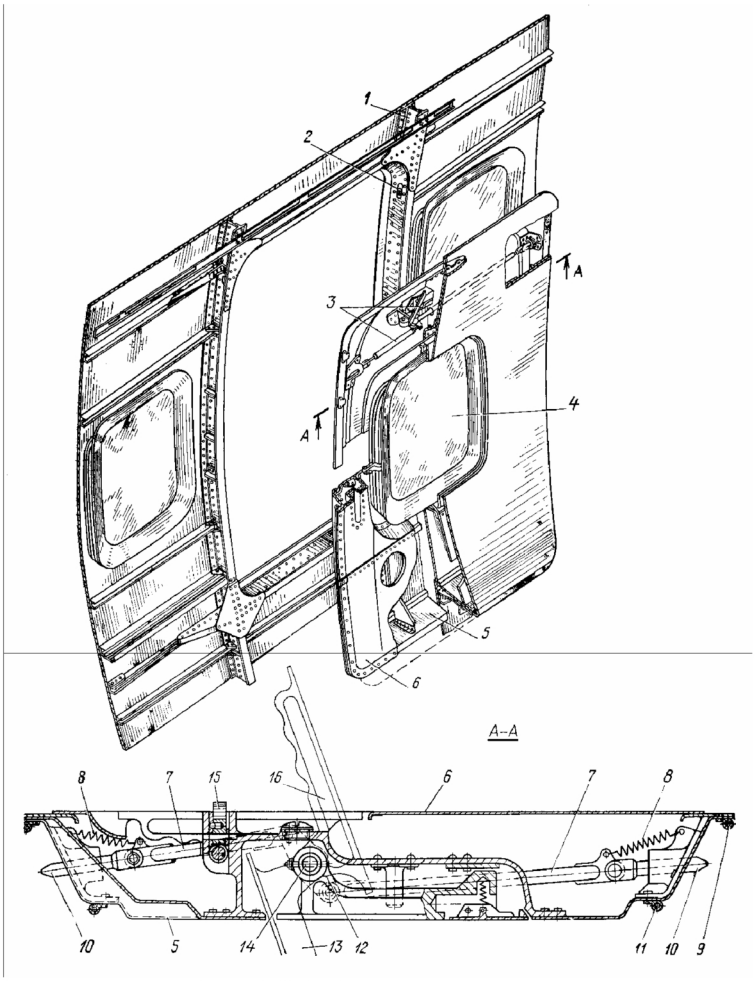


Рис. 2.27. Аварийный выход:
1—шпангоут фюзеляжа; 2—гнездо штыря; 3-механизм запирания аварийного выхода-4—окно; 5—чаша; 6—внутренняя обшивка; 7—тяга; 8—пружина; 9, 11—профили герметизации; 10—штырь; 12—качалка 13—наружная ручка; 14—ось качалки; 15—защелка; 16—внутренняя ручка

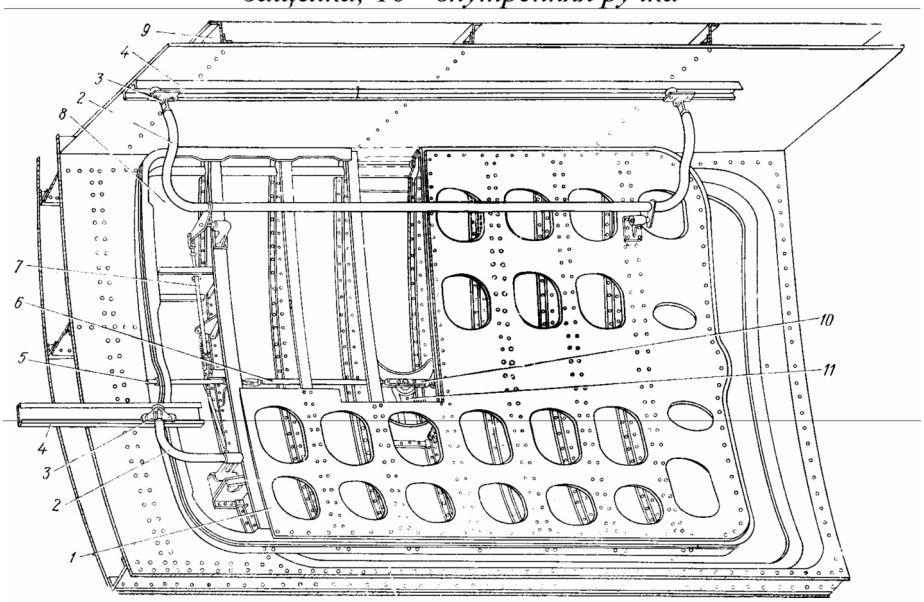


Рис. 2.28. Крышка люка переднего багажного помещения:
1—внутренняя обшивка; 2—подвеска; 3—каретка; 4— рельс; 5—штырь; 6—тяга; 7—механизм; 8—чаша: 9—поперечная балка шпангоута; 10—качалка; 11—ручка

Люк заднего технического отсека

Люк заднего технического отсека расположен с правой стороны фюзеляжа между шпангоутами № 68—71. Крышка люка 1 (рис. 2.29) посредством узлов *2* шарнирно навешивается на фюзеляже.

В закрытом положении крышка запирается замком *3*. Замок состоит из корпуса *12*, в котором, установлена ось *9* с рычагом *22* и штырь *13*. На концах оси находятся наружная *14* и внутренняя 5 ручки. Связь наружной ручки с осью осуществляется посредством шлицевого соединения *15*, позволяющего вводить ручку в ее гнездо после запирания замка.

Рычаг заканчивается вилкой *23*, которая охватывает палец *24* толкателя *25* штыря. Штырь в закрытом положении входит в гнездо окантовки люка и удерживается пружиной *20*. Замок при необходимости запирается на ключ.

Крышка открывается внутрь и стопорится в открытом положении с помощью замка, состоящего из штыря *26*, рычага *29* и пружины *28*. Штырь установлен в направляющей втулке *27*.

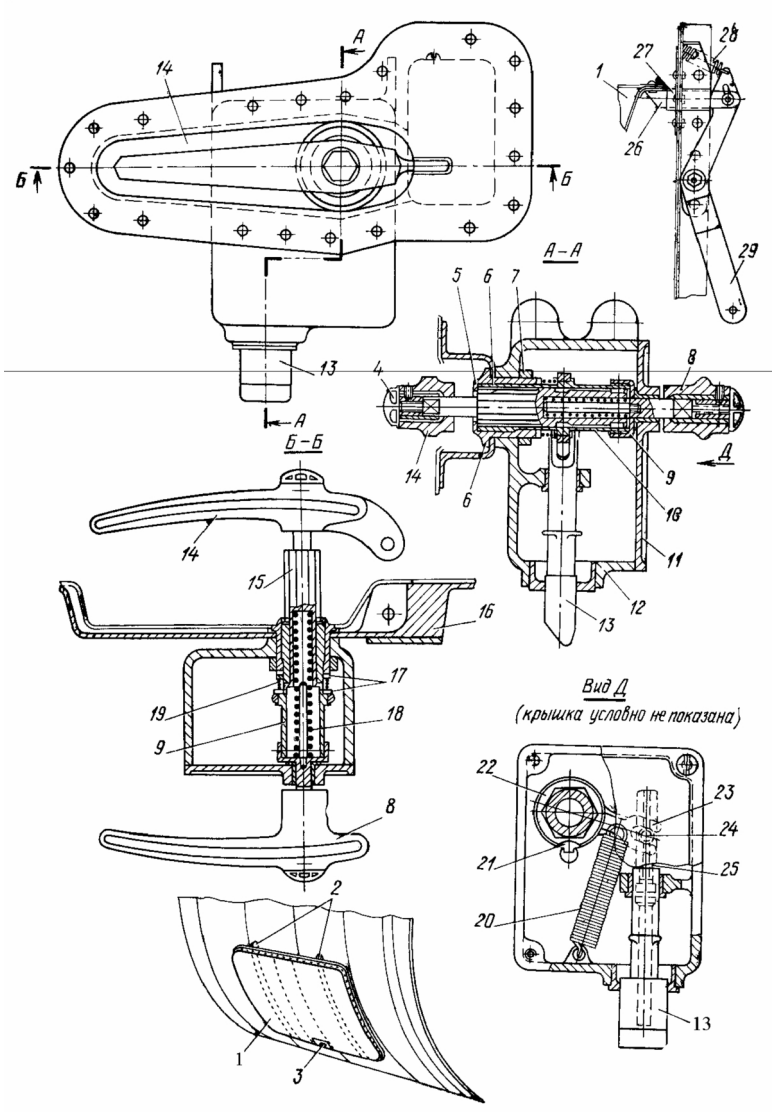


Рис. 2.29. Крышка люка заднего технического отсека:
1—крышка; 2—узлы навески; 3—замок; 4, 7—гайки; 5—штуцер; 6—уплотнение; 8—внутренняя ручка; 9—ось; 10—цилиндр: 11—крышка корпуса; 12—корпус замка; 13. 26—штыри; 11—наружная ручка; 15—шлицевая ось наружной ручки; 16—чаша; 17, 21—шайбы; 18, 19, 20, 26—пружины; 22, 29—рычаги; 23—вилка рычага: 24— палец; 25—толкатель; 27—втулка

Механизм запирания крышки состоит из двух тяг *6* со штырями *5*, качалки *10* и ручки *11*, расположенной снаружи крышки. При повороте ручки движение через качалку и тяги передается на штыри, которые в закрытом положении механизма входят в гнезда, имеющиеся на окантовке люка. Ручка в закрытом положении механизма запирается ключом.

Для доступа к механизму запирания и узлам крепления подвески на внутренней стороне крышки имеются две съемные панели.

Полы кабин и багажных помещений

Пол кабин (рис. 2.30) состоит из каркаса и настила. Каркас пола выполнен из балок шпангоутов *2* и продольных балок *1*.

В зоне пассажирских салонов установлены четыре продольные балки — рельсы из сплава В95, к которым крепятся блоки пассажирских кресел. Рельсы закреплены на балках шпангоутов, а в зоне крыла — на балках, установленных на верхней панели центроплана.

Настил пола кабин между шпангоутами № 4—5 и 8 выполнен из дуралюминовых листов, далее из панелей, состоящих из двух фанерных листов *5, 7*, между которыми вклеен заполнитель *6* из пенопласта. По контуру панель окантована сосновыми рейками *8*.

Панели крепятся к балкам шпангоутов болтами и анкерными гайками. Между панелями и балками проложены для шумопоглощения резиновые профили *9*, приклеенные к балкам.

В панелях пола имеются люки для доступа в багажные помещения и легкосъемные лючки для доступа к оборудованию, размещенному под полом.

Настил полов в багажных помещениях выполнен из панелей, состоящих из пенопласта, армированного сверху дуралюминовыми, а снизу фанерными листами. Эти панели опираются на диафрагмы шпангоутов *3* и крепятся к ним болтами и анкерными гайками.

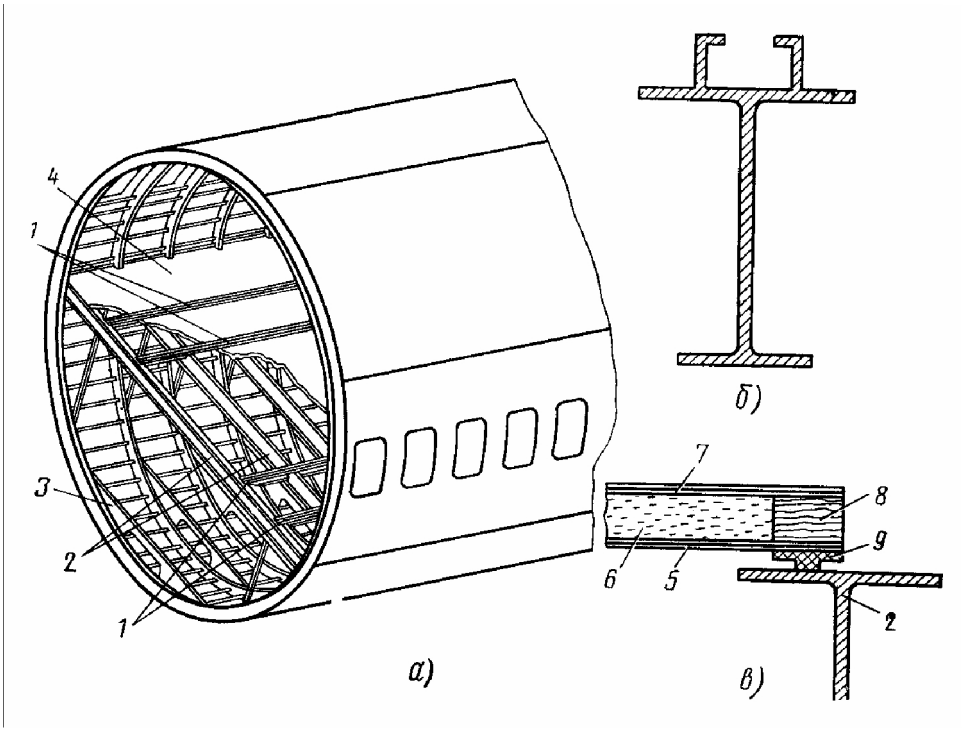


Рис. 2.30. Пол кабин:
а—общий вид; б—сечение рельса; в—сечение панели пола; 1—рельсы для крепления блоков пассажирских кресел; 2—балки шпангоутов; 3—диафрагма шпангоутов; 4—панели пола; 5, 7—фанера; 6—пенопласт; 8—сосновая рейка; 9—резиновый профиль

2.4. КРЫЛО

Крыло служит для создания подъемной силы и обеспечивает поперечную устойчивость самолета; внутренний объем крыла используется для размещения топлива.

Крыло кессонной конструкции, стреловидной формы в плане. Оно состоит из центроплана и двух отъемных частей крыла (ОЧК), состыкованных по нервюрам № 14 (рис. 2.31). Крыло имеет механизацию: закрылки *12, 15,* предкрылки *2, 4, 6,* интерцепторы *10, 13, 14.* На крыле крепятся главные ноги шасси и гондолы, в которые они убираются в полете, а также установлены элероны *8* и аэродинамические перегородки *9.*

Носовая часть крыла снабжена воздушно-тепловым и электротепловым противообледенительным устройством. Теплый воз дух в носок центроплана подается от компрессоров двигателей самолета.

Силовой частью крыла является кессон *3, 5,* воспринимающий основные нагрузки, действующие на крыло. Носок и хвостовая части крыла воспринимают только местные воздушные нагрузки и передают их на кессон. Поскольку носок и хвостовая часть не является силовыми частями крыла, на участках, не обтекаемых воздушным потоком, — внутри фюзеляжа, внутри гондол шасси — они не ставятся.

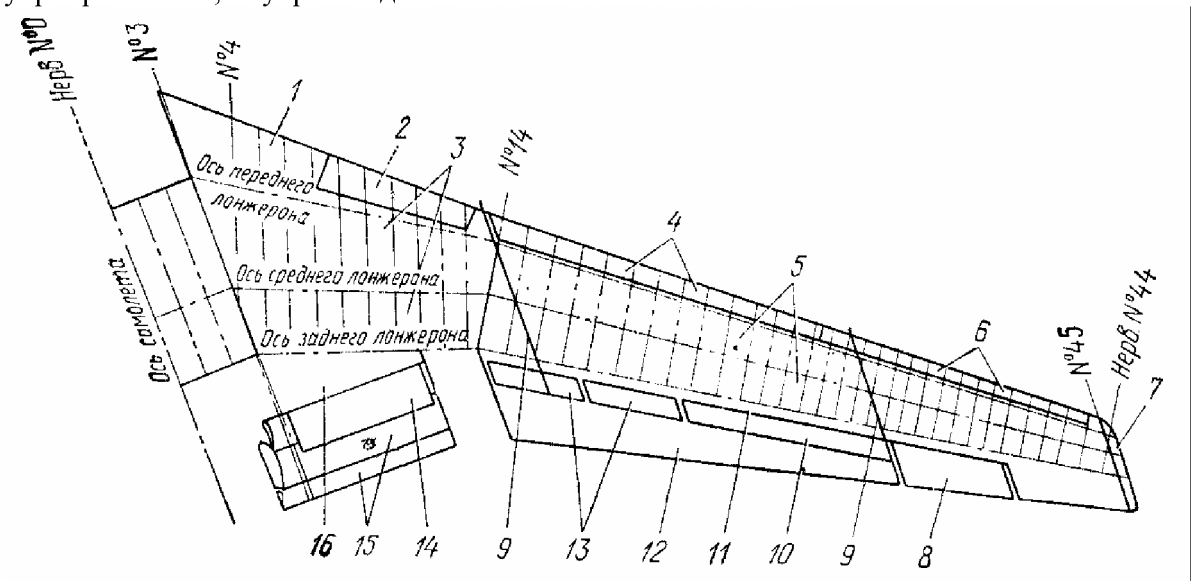


Рис. 2.31. Схема крыла:
1—носовая часть (носок) центроплана; 2—внутренний предкрылок; 3—кессон центроплана; 4—средний предкрылок; 5—кессон ОЧК; 6—внешний предкрылок; 7—концевой обтекатель; 8—элерон; 9—аэродинамическая перегородка; 10—элерон-интерцептор; 11—хвостовая часть ОЧК;12—внешний закрылок; 13—средний интерцептор; 14—внутренний интерцептор; 15—внутренний закрылок; 16—хвостовая часть центроплана

Стреловидность крыла увеличивает величину критического числа М; она составляет по линии 1/4 хорд 35°. На участках крыла, примыкающих к фюзеляжу, стреловидность составляет 41°. Увеличение стреловидности в корневой части крыла связано с необходимостью компенсировать увеличение относительной толщины профиля крыла на этом участке.

Крыло имеет геометрическую крутку — его сечения постепенно поворачиваются, по мере удаления от оси самолета, в сторону отрицательных углов. Благодаря геометрической крутке повышается максимальный коэффициент качества крыла и достигаются большие углы атаки без срыва потока.

Относительная толщина профиля крыла меняется по размаху от максимальной у фюзеляжа до минимальной на концах. На конце крыла установлены тонкие, но более

несущие профили это наряду с геометрической круткой позволяет предотвратить концевой срыв воздушного потока на значительных углах атаки.

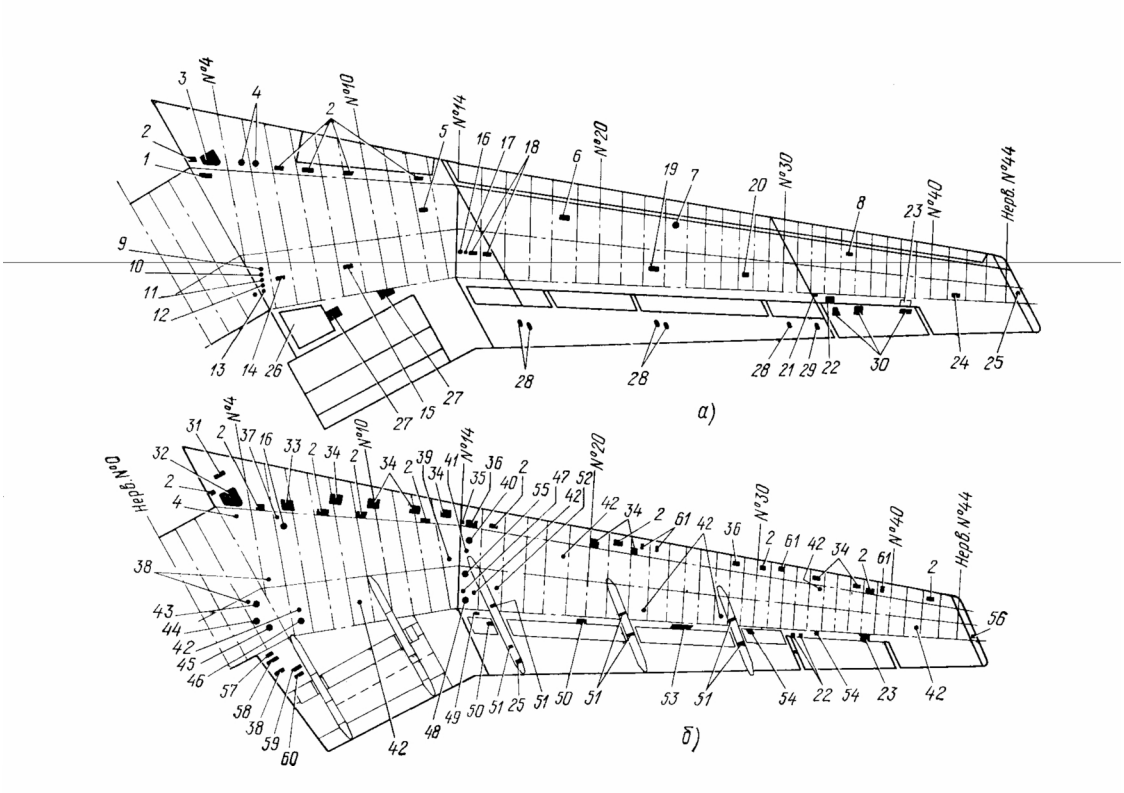


Рис. 2.32. Схема расположения люков крыла:
а—правое крыло, вид сверху; б—левое крыло, вид снизу; 1— топливомер № 1 и датчик заправки кессона № 2; 2—крепление носка; 3—воздухо-воздушный радиатор (ВВР) и турбохолодильник (ТХ); 4—краны заправки;. 5—топливомер № 4 кессона № 2; 6— топливомер № 2 кессона № 3; 7—индукционный датчик; 8— топливомер № 5 кессона № 3; 9—топливный насос № 5; 10—топливный насос № 2; 11—топливный насос № 4; 12— топливный насос № 6; 13—сигнализатор давления СДУ1-0.18; 14—топливомер М 2 и датчик компенсации № 2 кессона № 2; 15—топливомер № 3 кессона № 2; 16—заливная горловина; 17—заземление заправочного пистолета: 18— топливомер № 1 и датчик заправки кессона № 3; 19—топливомер № 3 кессона № 3; 25—топливомер № 4 кессона № 3; 21—крепление подъемника; 22—управление элерон-интерцептором; 23—рулевой привод РП-55; 24—топливомер № 6 кессона № 3; 25—монтажный люк; 26—люк под плот; 27—управление элероном и интерцептором; 28—механизм закрылка; 29—масленка; 30— навеска элерона; 31—подход к ВВР; 32—подход к турбохолодильнику; 33—люк распределительной коробки (РК) противообледенителя; 34—управление предкрылками; 35—сигнализатор давления насоса № 7; 36—электрожгут предкрылка; 37—заземление заправочного пистолета; 38—кран для слива топлива; 39—кран для слива топлива в полете; 40—топливный насос № 7; 41—мерная линейка; 42—дренаж коробки топливомера; 43—топливный насос № 1; 44—топливный насос вспомогательной силовой установки: 45— топливный насос № 3; 46—топливный насос № 6; 47—дренаж заливной горловины; 48—топливный насос № 8; 49—сигнализатор давления насоса № 8; 50— рулевой привод РГГ-59; 51—крепление обтекателя: 52—дренаж коробки компенсации: 53—рулевые приводы РП-57 и РП-58; 54—управление элероном; 55—трубка для слива топлива при переполнении бака; 56—крепление концевого обтекателя и крышек лючков; 57—крепление люка; 58—монтажный люк на левом крыле и кран управления сливом топлива на правом крыле; 59—агрегаты топливной системы на левом крыле и привод закрылков на правом крыле; 60—управление закрылками; 61—замок предкрылка

Профиль крыла у корня имеет отрицательную кривизну, тем самым обеспечивается благоприятная интерференция между крылом и фюзеляжем.

В целях обслуживания агрегатов и узлов, расположенных внутри крыла, а также из технологических соображений крыло имеет большое количество люков (рис. 2.32).

Центроплан

Центроплан состоит из кессона, носовой и хвостовой частей. На центроплане установлены внутренние закрылки, внутренние предкрылки, внутренние интерцепторы и шторки; на нем крепятся главные ноги шасси и их гондолы. Носок центроплана от борта фюзеляжа до предкрылка оборудован воздушно-тепловым противообледенителем.

Кессон

Продольный набор кессона образован (рис. 2.33) тремя лонжеронами: передним *1*, средним *5* и задним *15* и стрингерами 7; поперечный набор состоит из 29 нервюр *2*. Внутренний объем выполнен герметическим и образует кессон-баки, которые заполняются топливом.

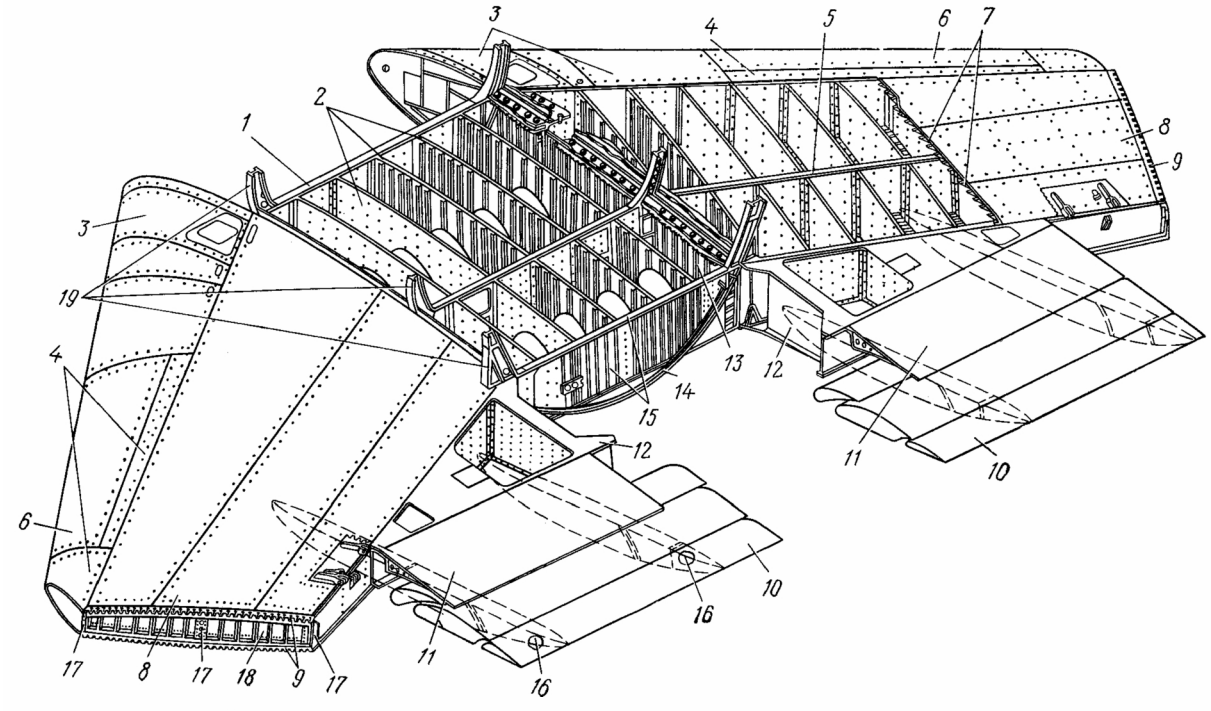


Рис. 2.33. Центроплан крыла:
1—передний лонжерон; 2—нервюры; 3—съемный носок (первый); 4— съемный носок (второй); 5—средний лонжерон; 6—внутренний предкрылок; 7—стрингеры; 8— съемная панель; 9—профили разъема; 10— внутренний закрылок; 11—внутренний интерцептор; 12—хвостовая часть; 13—нервюра № 3; 14—профиль; 15—задний лонжерон; 16—балка механизма закрылка; 17—стыковая стойка; 18—нервюра № 14; 19—узлы крепления центроплана к фюзеляжу

Лонжероны центроплана балочного типа. Они состоит из верхнего и нижнего поясов и стенки, подкрепленной стойками. Стойки служат также для крепления нервюр к лонжеронам. Стенки к поясам лонжеронов и стойкам приклепываются, стойки с поясами соединяются болтами.

Пояса лонжеронов изготовлены из сплава Д16А-Т1, стенки—из сплава Д16А-ТН.

Участки лонжеронов, ограничивающие кессон-баки, выполнены герметичными.

В стенках переднего и среднего лонжеронов между нервюрами № 1—2 имеются технологические люки.

В плоскости бортовых нервюр № 3 лонжероны имеют стыки. В стыках установлены штампованные из сплава АК6 узлы *19,* верхние части которых служат для крепления центроплана к шпангоутам фюзеляжа.

Стрингеры кессона выполнены из прессованных профилей двутаврового сечения. Материал стрингеров — алюминиевый сплав В95-Т1. Стрингеры № 12 и 25 верхней части центроплана сделаны усиленными.

Нервюры кессонной части центроплана имеют балочную конструкцию. По оси симметрии самолета расположена нулевая нервюра, справа и слева от нее — нервюры № 1, затем нервюры № 2 и т. д. Заканчивается центроплан нервюрами № 14. Нервюры № 3 и 14, ограничивающие кессон-бак, герметические.

На самолете Ту-154А передний и задний лонжероны выполнены герметичными по всей длине, средний лонжерон—на участке между нервюрами № 3; на самолете Ту-154 герметичными сделаны эти же, участки лонжеронов, за исключением переднего лонжерона между нервюрами № 3. Это связано с тем, что на самолетах первых выпусков центроплан между передним и средним лонжеронами и нервюрами № 3 не является кессон-баком.

Нервюры № 11 и 13, воспринимающие усилия от главных ног шасси, сделаны силовыми.

Типовая, нервюра состоит из верхнего и нижнего поясов и стенки, подкрепленной стойками. Стенка со стойками и поясами склепывается, а в некоторых случаях соединяется болтами. Стенки негерметических нервюр имеют отверстия для облегчения. Для доступа в кессон-бак в стенках нервюр № 14 сделано по два люка, закрытых легкосъемными герметическими крышками.

Нервюры № 11 и задняя часть нервюр № 13 штампуются из сплава АК6, передняя часть нервюры № 13 аналогична по конструкции типовым нервюрам.

Обшивка выполнена из листов алюминиевого сплава В95А-Т1НВ (верхняя) и Д16А-Т1В (нижняя), обработанных химическим фрезерованием.

При сборке центроплана обшивка и стрингеры предварительно склепываются в панели. Верхняя поверхность кессона образована из семи технологических и двух съемных панелей; нижняя поверхность — из шести технологических панелей.

Съемные панели *8* предназначены для доступа внутрь кессона при сборке и ремонте центроплана. Эти панели проходят над средним лонжероном центроплана от нервюры № 3 до нервюры № 14. Панели по нервюрам № 14 заканчиваются профилями разъема *9,* а по нервюрам № 3 — профилями стыка. Профили разъема и профили стыка изготовлены из материала Д16-Т и крепятся к панелям болтами. Панели крепятся с помощью болтов к поясам лонжеронов и к стрингерам, проходящим в местах стыка панелей, и соединяются между собой по профилям стыка.

Технологические панели, кроме того, крепятся к нервюрам. Для этой цели прилегающие к нервюрам полки стрингеров приклепываются к поясам нервюр, а обшивка панелей в некоторых пролетах между стрингерами крепится болтами при помощи прессованных уголков.

Герметизация кессон-бака. Кессон-бак герметизируется самовулканизирующимися герметиками У-30МЭС и УТ-32, которые наносятся в три этапа: внутришовная, внешовная и поверхностная герметизация. Каждый этап герметизации самостоятельно обеспечивает герметичность кессон-бака, а в совокупности они повышают надежность герметизации.

Внутришовная герметизация *1* (рис. 2.34) осуществлена путем нанесения пастообразного герметика У-30МЭС на поверхности всех соприкасающихся деталей, например на поверхности прилегания стрингеров к обшивке, поясов лонжеронов к обшивке и стенкам лонжеронов и т. д. Внешовная герметизация *2* достигается путем

нанесения жгутиков из герметика У-30мэс и кистевым покрытием герметиками УТ-32 или У-30МЭС болтовых и заклепочных швов изнутри кессона. Поверхностная герметизация *3* выполнена путем двукратного полива жидким герметикой УТ-32 всей внутренней поверхности кессон-бака.

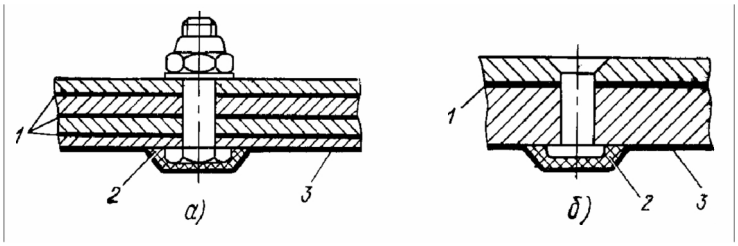


Рис. 2.34. Герметизация кессон-бака:
а—типовая герметизация болтового соединения; б—типовая герметизация заклепочного соединения;1—внутришовная герметизация; 2—внешовная герметизация; 3—поверхностная герметизация

Из эксплуатационных соображений все монтажи выведены за пределы кессон-бака, чем исключается необходимость вскрытия его при выполнении монтажных и демонтажных работ, а болты, как правило, поставлены головками изнутри кессона.

Носовая часть центроплана

Носовая часть (носок) центроплана с каждой стороны фюзеляжа состоит из первого и второго носка. Первый носок расположен от фюзеляжа до предкрылка, второй носок — в зоне предкрылка — от нервюры № 7 до конца центроплана.

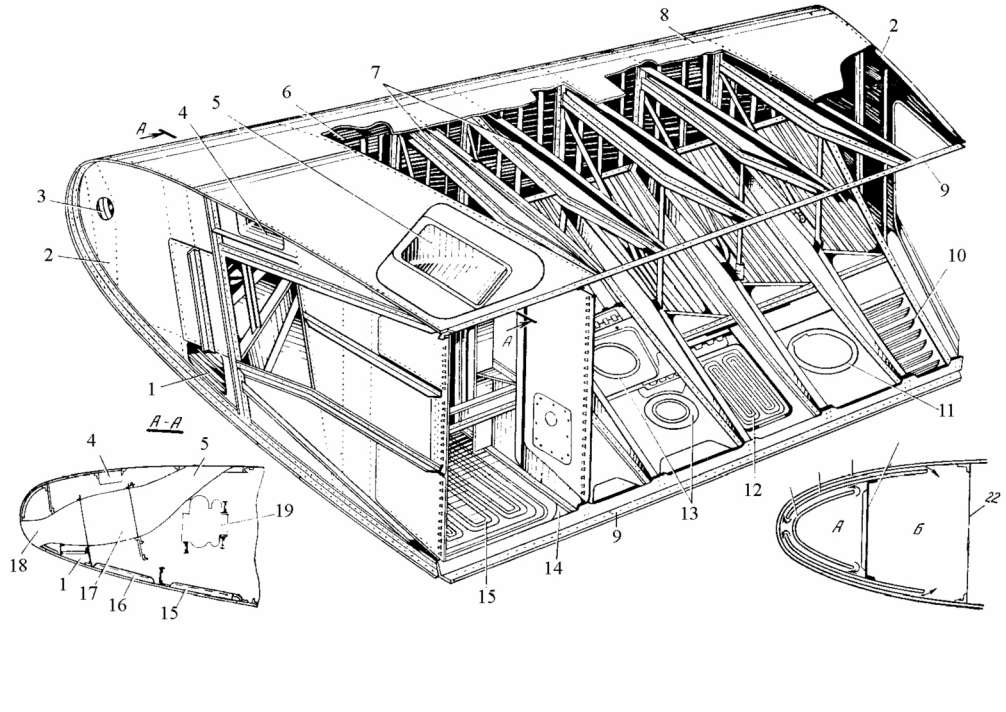


Рис. 2.35. Первый носок центроплана:
1—вырез для выхода охлажденного воздуха через нижний гофр; 2—диафрагма; 3—отверстие под фланец трубы подачи горячего воздуха; 4—канал для выхода охлажденного воздуха через верхний гофр; 5—выход канала продува воздуховоздушного радиатора (ВВР); 6— продольная стенка; 7—силовые фермы; 8—обшивка; 9— профиль; 10—жалюзи для выхода воздуха; 11—вырез под фару; 12—эксплуатационный люк; 13—

люки для заправки топлива в кессон-бак (только на правом носке); 14—отсек с агрегатами системы кондиционирования воздуха; 15—люк для подхода к турбохолодильнику; 16—люк для монтажа ВВР; 17—воздухо-воздушный радиатор; 18—воздухозаборник ВВР; 19—турбохолодильник; 20—экран: 21— гофр; 22— передний лонжерон центроплана; А—канал для поступления горячего воздуха; Б—камера для выхода охлажденного воздуха

Первый носок (рис. 2.35) состоит из обшивки *8,* продольной стенки *6* и поперечного набора диафрагм *2* и ферм 7. Верхняя *я* нижняя кромки обшивки подкреплены профилями *9* таврового сечения.

К обшивке изнутри приклепан гофр *21,* за гофром установлен экран *20* противообледенительного устройства. Горячий воздух, поступающий из двигателей в канал *А,* проходит между экраном и гофром, затем между гофром и обшивкой носка и выходит в канал *Б,* образованный продольной стенкой и передним лонжероном *22* центроплана. Из канала *Б* воздух сбрасывается в атмосферу через жалюзи *10.* Внутри носка установлен воздухо-воздушный радиатор (ВВР) *17* системы кондиционирования воздуха в гермокабине, канал *18* подвода воздуха в радиатор и канал *5* отвода воздуха из радиатора в атмосферу.

Носок имеет верхний и нижний люки для доступа к агрегатам системы кондиционирования, а также второй нижний люк для подхода к арматуре обогрева предкрылка. На правом носке через этот же люк обеспечивается доступ к агрегатам централизованной заправки самолета топливом.

На верхней поверхности носка предусмотрены три резьбовых отверстия, заглушённых болтами. При снятии носка в эти отверстия вворачиваются ушковые болты для крепления строп такелажного приспособления.

Второй носок состоит из обшивки, подкрепленной поперечными диафрагмами и двумя продольными профилями таврового сечения, приклепанными по верхней и нижней кромкам обшивки.

В двух местах, по опорам предкрылка, носок разрезан.

Носовая часть центроплана крепится посредством болтов и анкерных гаек к верхнему и нижнему поясам переднего лонжерона. Между бортом фюзеляжа и носком № 1 установлена перекрывная лента, прикрепленная болтами к носку и поясам переднего лонжерона. Обшивка носка № 2 накладывается в стыке на обшивку носка № 1, поэтому для съемки первого носка необходимо снять предкрылок и первый отсек второго носка.

Хвостовая часть центроплана

Хвостовая часть центроплана (рис. 2.36) состоит из продольной балки *16,* диафрагм *1, 15* и обшивки *7,* подкрепленной прессованными профилями *8:* Балка имеет верхний и нижний пояса и стенку с приклепанными к ней стойками *11.*

Внутри хвостовой части предусмотрен отсек *5* для спасательного плота. Люк отсека с легкосъемной крышкой *4* находится на верхней обшивке.

Крепится хвостовая часть к заднему лонжерону центроплана посредством заклепок, соединяющих диафрагмы и обшивку, и двух узлов крепления внешнего конца балки.

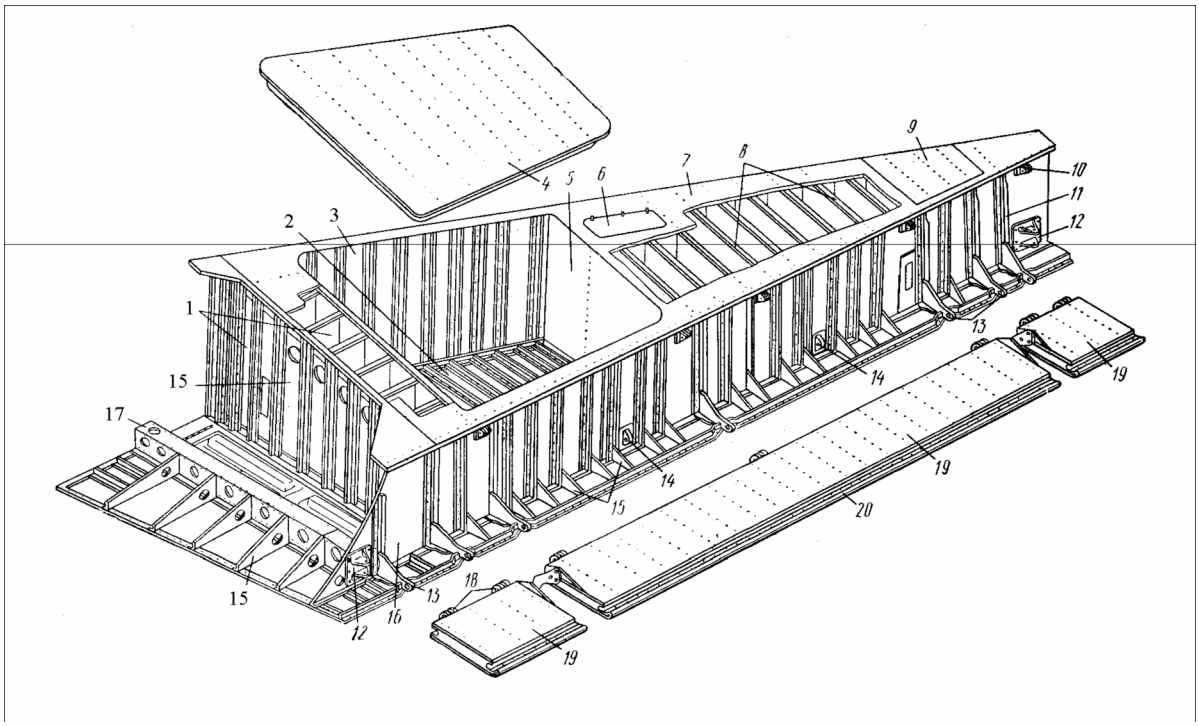


Рис. 2.36. Хвостовая часть центроплана:
1, 15—диафрагмы: 2—нижняя панель; 3—задний лонжерон центроплана; 4—крышка отсека спасательного плота; 5—отсекспасательного плота; 6—люк для подхода к рукоятке выброса спасательного плота; 7—обшивка; 8—профили; 9—крышка люка для подхода к гидроподъемнику внутреннего интерцептора; 10—кронштейн крепления внутреннего интерцептора; 11—стойка; 12— кронштейн крепления подъемника внутреннего закрылка; 13, 18— кронштейны подвески шторки; 14—кронштейн крепления вала трансмиссии системы управления закрылками;15—продольная балка; 17—балочка; 19—шторки; 20—резиновый профиль

Крепление центроплана к фюзеляжу

Центроплан к фюзеляжу крепится следующим образом (см. рис. 2.33).

1. Узлы *19* на переднем, среднем и заднем лонжеронах центроплана крепятся болтами соответственно к шпангоутам № 41, 46, 49 фюзеляжа.

2. Обшивка фюзеляжа, примыкающая сверху к центроплану, крепится к ребрам, имеющимся на профилях стыка верхних панелей по нервюрам № 3.

3. Обшивка фюзеляжа, прилегающая к стенкам переднего и заднего лонжеронов центроплана, прикреплена к ним посредством уголковых профилей *14*. Стрингеры этих участков обшивки связаны со стенками лонжеронов с помощью фитингов и болтов.

В стыке крыла с фюзеляжем установлены зализы по обоим бортам фюзеляжа. Зализы устраняют вредное взаимное влияние фюзеляжа и крыла, вызывающее увеличение сопротивления самолета в полете.

Зализ выполнен из дуралюминовых листов, прикрепленных к мембранам на фюзеляже. Между обшивкой зализа и центропланом имеется щель, перекрытая резиновым профилем. Крепление зализа на фюзеляже и наличие щели между зализом и центропланом устраняют влияние на зализ деформаций крыла.

Зализ состоит из носовой 7 (см. рис. 2.3), средней *9* и хвостовой *11* частей. Средняя часть зализа установлена над крылом; ее обшивка, примыкающая к центроплану, сделана съемной для доступа к монтажам и крепится болтами и анкерными гайками.

Носовая и хвостовая части по левому борту несъемные. По правому борту хвостовая часть зализа сделана частично откидной в связи с размещением здесь люка багажного помещения.

Откидная часть зализа подвешена к несъемной части на двух петлях. Петли имеют овальные прорези, благодаря которым откидная часть подтягивается к крышке люка багажного помещения под действием механизма запирания откидной части зализа.

Механизм запирания откидной части зализа аналогичен механизму крышек люков багажных помещений.

Отъемная часть крыла

Отъемная часть крыла (рис. 2.37) состоит из кессона *1*, носовой части *15,* хвостовой части *10* и концевого обтекателя *22.*

На ОЧК подвешены средний *16* и внешний *17* предкрылки, элерон *23,* средний интерцептор *26,* элерон-интерцептор *24,* внешний закрылок *27,* шторки *25.*

Внутренняя полость кессона от нервюры № 14 до нервюры № 45 образует кессон-бак, заполняемый топливом.

Кессон состоит из переднего *14,* среднего *4* и заднего *11* лонжеронов, стрингеров *20,* нервюр *2* и обшивки. Лонжероны и стрингеры образуют продольный набор кессона, нервюры — поперечный.

Лонжероны балочной конструкции состоят из верхнего и нижнего поясов и стенки, подкрепленной стойками. Стойки расположены по осям нервюр и служат также для крепления нервюр к лонжеронам.

Передний и задний лонжероны, являющиеся стенками кессон-бака, выполнены герметичными. Средний лонжерон заканчивается у нервюры № 33, далее его пояса переходят в стringеры.

Пояса лонжеронов выполнены из прессованных профилей В95-Т1, механически обработаны по длине для придания переменного сечения с целью уменьшения массы. У стыка с центропланом пояса имеют фитинги из сплава АК6 для крепления к фитингам лонжеронов центроплана. Фитинги к поясам и стенкам лонжеронов крепятся болтами, а по среднему лонжерону — также и заклепками.

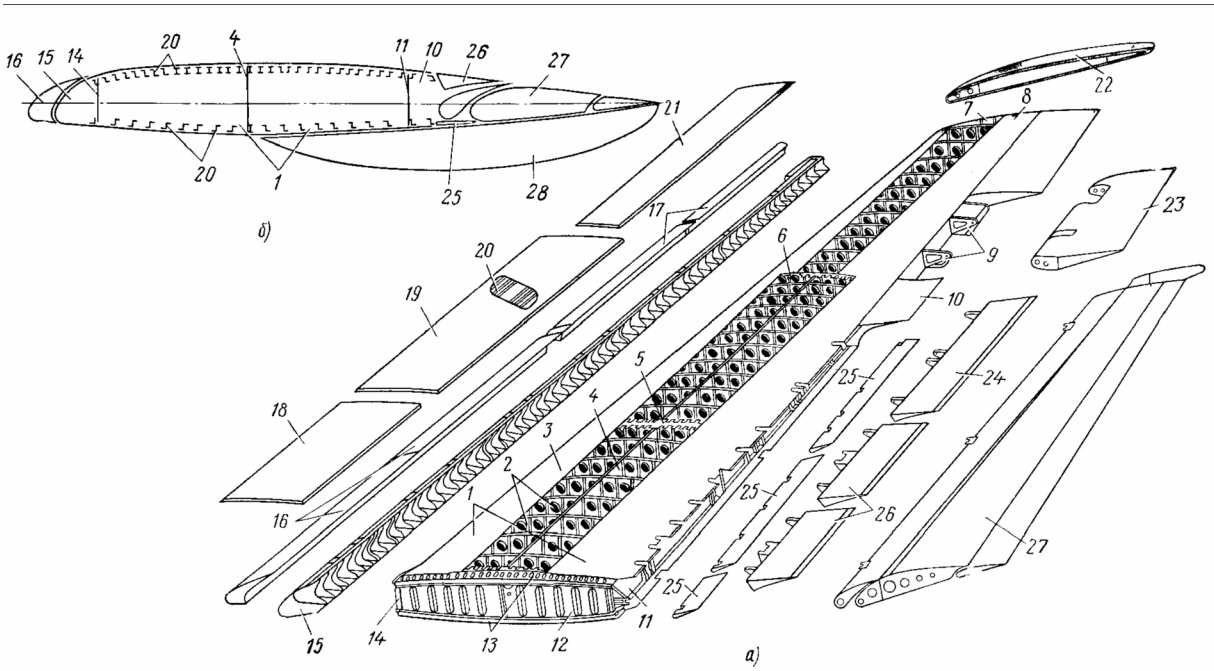


Рис. 2.37. Отъемная часть крыла (аэродинамические перегородки не показаны): а—общий вид; б—сечение ОЧК по нервюре № 18; 1—кессон; 2—нервюры; 3—первая технологическая панель; 4—средний лонжерон; 5, 6—стыковочные профили; 7—нервюра №. 45; 8—вторая технологическая панель; 9—кронштейны подвески элерона; 10—

хвостовая часть ОЧК; 11—задний лонжерон; 12—нервюра № 14; 13—профили разъема; 14— передний лонжерон; 15—носовая часть ОЧК; 16—средний предкрылок; 17—внешний предкрылок; 18—первая съемная панель; 19—вторая съемная панель; 20—стрингеры; 21—третья съемная панель; 22—концевой обтекатель; 23—элерон; 24—элерон-интерцептор; 25— шторки; 26—средний интерцептор; 27—внешний закрылок; 28— балка механизма закрылка

Стенки лонжеронов изготовлены из листового дуралюмина Д16А-ТН, они имеют переменную толщину, полученную путем химического фрезерования.

На переднем и заднем лонжеронах у нервюр № 15 и 29 имеется по два резьбовых отверстия, в которые вворачиваются такелажные болты при съемке и установке ОЧК.

Стрингеры выполнены из прессованных профилей В95-Т1 двутаврового и Z-образного сечений. Путем механической обработки двутавровые стрингеры переведены к концу крыла в Z-образные и далее нижние стрингеры — в уголок.

Нервюры — балочной конструкции, состоят из верхнего и нижнего поясов и стенки, подкрепленной стойками.

Пояса и стойки выполнены из прессованных дуралюминовых профилей уголкового и таврового сечений.

Нервюры № 14 и 45, ограничивающие кессон-бак, выполнены герметичными. В стенках этих нервюр сделано по два люка для осмотра и выполнения технологических операций по герметизации кессон-бака. Крышки люков ставятся на резиновых профилях и крепятся болтами и гайками, установленными в. герметических колпачках.

Обшивка выполнена из алюминиевых сплавов: Д16А-ТВ по нижней части и В95А-Т1СВ по верхней. Обшивка имеет переменную по размаху толщину, полученную химическим фрезерованием. Нижняя обшивка меняется по толщине от 6 мм у разъема до 2,67 мм у нервюры № 27. Верхняя обшивка от 3,0 мм у разъема постепенно утоньшается до 2,2 мм у нервюры № 21 и далее до 2,0 мм у нервюры № 29. За нервюрой № 29 установлена обшивка толщиной 1,8 мм. Вдоль поясов лонжеронов, в зонах стыка листов, а также в зоне люков листы обшивки имеют местные утолщения.

При сборке отъемной части крыла обшивка и стрингеры склепываются предварительно в панели: одну нижнюю и пять верхних. Из пяти верхних панелей две являются технологическими и три панели *(18, 19, 21)* —съемными.

Съемные панели предназначены для доступа в кессон при сборке ОЧК и ремонтных работах. Первая панель снимается также при стыковке и отстыковке ОЧК. Съемные панели проходят над средним лонжероном ОЧК по всей длине кессона, они соединяются между собой по стыковочным профилям *5, 6,* установленным на нервюрах № 21 и 33.

На съемных и технологических панелях в плоскости разъема ОЧК и центроплана установлены профили разъема *13,* служащие для стыка ОЧК с центропланом. Профили разъема крепятся к верхним панелям болтами, к нижней панели — болтами и стальными заклепками. Профили разъема крепятся также к фитингам лонжеронов.

Нижняя панель крепится к нервюрам заклепками с помощью компенсаторов из прессованных профилей, установленных на стрингерах панели и частично между стрингерами на обшивке.

Верхние технологические панели *3, 8* крепятся к нервюрам болтами и заклепками: полки стрингеров крепятся непосредственно, а обшивка — через компенсаторы посредством заклепок.

Съемные панели крепятся стальными болтами к профилю разъема, стыковочным профилям нервюр № 21, 33 и 45, верхнему поясу среднего лонжерона, стрингерам, проходящим под кромками панелей, и компенсаторам на верхних поясах нервюр. На этих элементах конструкции ОЧК гайки болтов установлены в герметических колпачках. На компенсаторах верхних поясов нервюр гайки сделаны плавающими.

На каждой съемной панели, по углам, имеются резьбовые отверстия, заглушённые болтами. При снятии панели в эти отверстия вворачиваются такелажные болты. Необходимо иметь в виду, что длина такелажных болтов не должна превышать 19,5 мм во избежание нарушения герметичности кессон-бака в этих точках.

Герметизация кессон-бака ОЧК выполняется таким же образом, как и кессон-бака центроплана (см. выше).

Носовая часть (носок) ОЧК разрезана в местах установки рельсов предкрылка на пять частей. Каждая часть носка состоит из обшивки *3* (рис. 2.38), подкрепленной диафрагмами *5,* верхним *1* и нижним *4* профилями, прикрепленными по кромкам обшивки. Обшивка двух внутренних частей носка дополнительно подкреплена стрингером *2.*

Носок крепится к поясам переднего лонжерона ОЧК болтами и плавающими анкерными гайками. В стыках между частями носка установлены соединительные ленты; при снятии лент открывается доступ к кареткам предкрылка.

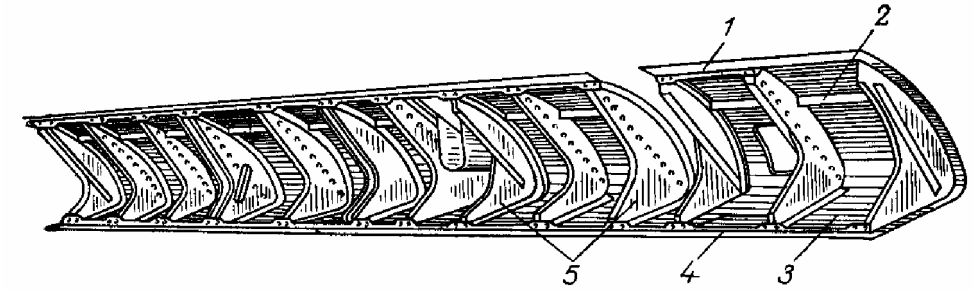


Рис. 2.38. Первый съемный носок ОЧК:
1, 4— профили жесткости; 2—стрингер; 3—обшивка; 5—диафрагмы

Хвостовая часть ОЧК по конструктивному выполнению делится на четыре участка. Различие в конструкции этих участков вызвано установкой на крыле закрылка, элерона и интерцепторов. Два участка расположены в зоне закрылка, причем первый из них находится по месту установки интерцепторов, второй — между интерцепторами и элероном. Третий участок находится в зоне элерона, четвертый — от элерона до конца ОЧК.

Первый участок (рис. 2.39, сечение *А—А)* состоит из верхней *1* и нижней 5 обшивок, являющихся продолжением панелей кессонной части. Верхняя обшивка подкреплена окантовочным профилем *18,* балочками *20* и подкосами *21,* а нижняя обшивка— косынками *22* и окантовочным профилем *23.*

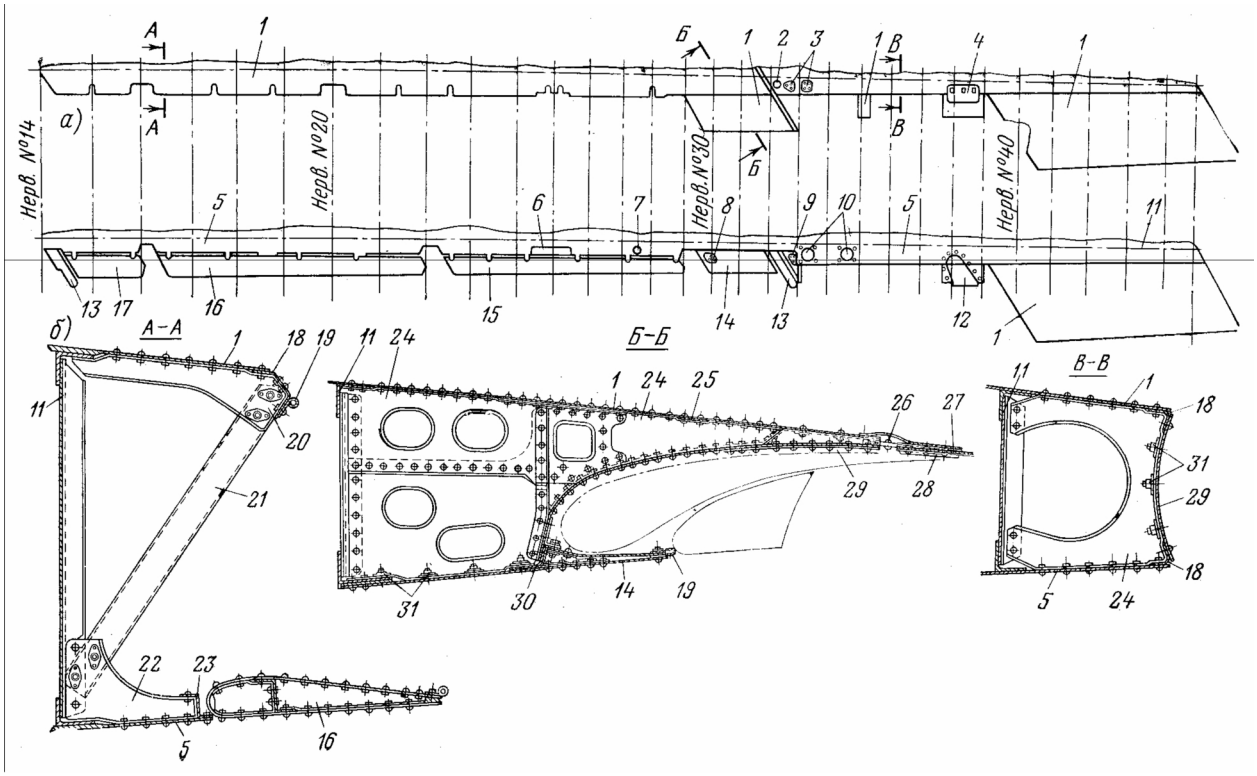


Рис. 2.39. Хвостовая часть ОЧК:
а—вид сверху на хвостовую часть; б—вид изнутри на низ хвостовой части; 1—верхняя обшивка; 2—лючок стыковочного болта подъемника № 4; 3—лючок качалок управления элероном-интерцептором; 4—лючок рулевого привода РП-55; 5—нижняя обшивка; 6—лючок рулевых приводов РП-57 и РП-58; 7, 9, 10—лючки управления элероном-интерцептором; 8—лючок качалки элеронов-интерцепторов; 11—задний лонжерон ОЧК; 12 съемный обтекатель РП-55; 13 щиток подъемника; 14 съемная панель; 15 шторка № 3; 16—шторка № 2; 17—шторка № 1; 18, 23—окантовочные профили; 19—резиновый профиль; 20—балочка; 21—подкос; 22—косынка; 24—диафрагма; 25—лента жесткости; 26—кронштейн с роликом; 27—законцовочный профиль; 28—резиновая пластина; 29—внутренняя обшивка; 30—профиль жесткости; 31—винты

Второй участок (сечение *Б—Б)* состоит из верхней *1* и внутренней *29* обшивок и нижней съемной панели *14,* подкрепленных диафрагмами *24.* Нижняя панель сделана съемной для доступа к деталям управления и монтажам на заднем лонжероне ОЧК. Эта панель крепится винтами *31* к нижнему поясу заднего лонжерона, диафрагмам и профилю жесткости *30.* По задней кромке панели установлен резиновый профиль *19,* уплотняющий щель между хвостовой частью и закрылком. На задней кромке внутренней обшивки закреплены резиновые пластины *28* во избежание соприкосновения закрылка с металлическими частями крыла.

Третий участок (сечение *В—В)* состоит из верхней *1,* нижней *5* и внутренней *29* обшивок, подкрепленных диафрагмами *24* и профилями *18.* Верхняя и нижняя обшивки являются продолжением панелей кессонной части. Внутренняя обшивка сделана съемной для доступа к деталям управления и монтажам; она крепится винтами *31* и анкерными гайками.

Четвертый участок состоит из верхней и нижней обшивок, подкрепленных диафрагмами и стрингерами.

Концевой обтекатель (рис. 2.40) состоит из обшивки *2,* подкрепленной диафрагмами *8,* верхним и нижним профилями *10,* передней *11* и задней 7 стенками. Задняя кромка обтекателя склеена из стеклоткани на эпоксидной смоле.

В обтекателе установлены бортовой аэронавигационный огонь, прикрытый снаружи обтекателем *1* из органического стекла и антенны радиоаппаратуры. В задней части обтекателя закреплены электростатические разрядники *6*.

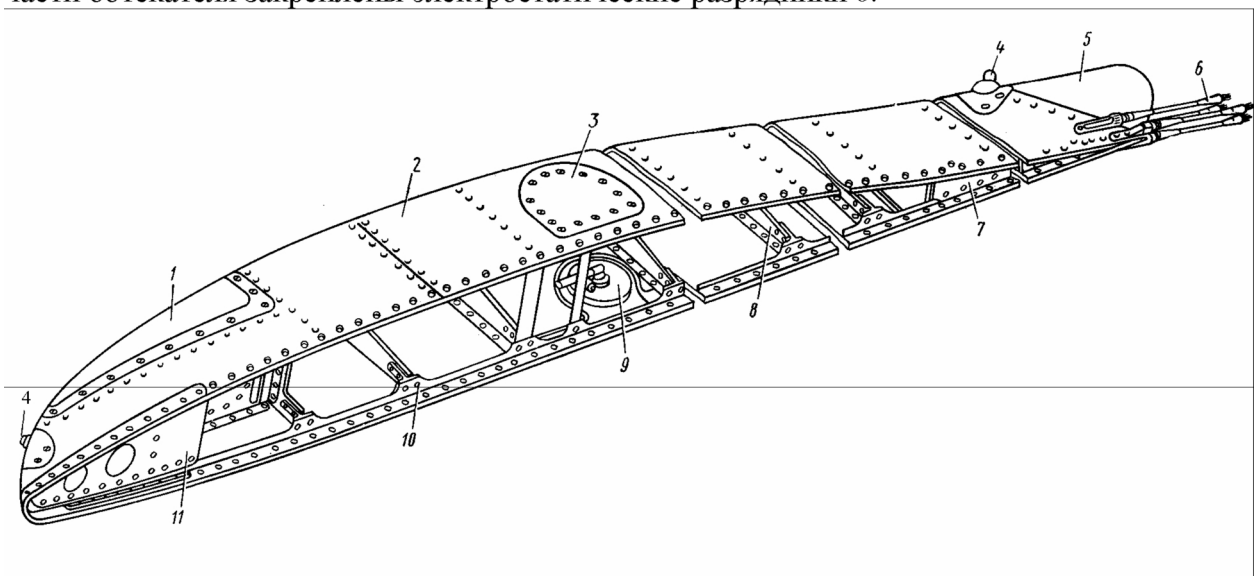


Рис. 2.40. Концевой обтекатель:
1 обтекатель БАНО-62; 2 обшивка; 3 лючок; 4, 9 антенны радиоаппаратуры; 5 концевая заделка; 6—электростатический разрядник; 7—задняя стенка; 8—диафрагма; 10—продольный профиль; 11—передняя стенка

Концевой обтекатель съемный, крепится к ОЧК винтами, анкерные гайки которых установлены на поясах нервюры № 45.

Стык отъемной части крыла с центропланом

Отъемная часть крыла стыкуется с центропланом по верхним и нижним профилям разъема и по стенкам лонжеронов. Соответствующие стыковые элементы ОЧК и центроплана имеют одинаковую конструкцию.

Профили разъема *1*, *5* (рис. 2.41) имеют колодцы и пазы, в которые вкладываются стыковочные болты *10* с предварительно навернутыми на них самоконтрящимися гайками. Головки болтов размещаются в колодцах ОЧК, гайки —в колодцах центроплана. Болты затянуты тарированным ключом. Место стыка закрывается сверху и снизу лентами *7*, закрепленными на винтах.

Стенки переднего, среднего и заднего лонжеронов ОЧК и центроплана соединяются посредством болтов *11* из стали 30ХГСА с самоконтрящимися гайками; болты устанавливаются в отверстия стоек *2*, закрепленных на стенках лонжеронов. Стойки изготовлены механической обработкой из уголкового прессованного дуралюминового профиля.

В стыке по среднему лонжерону между стыковыми стойками поставлены стальные вкладыши *14*. С целью обеспечения герметичности кессон-бака стыковые болты по стойкам среднего лонжерона как со стороны головок, так и со стороны гаек закрыты колпачками *15* из алюминиевой фольги и герметическими кожухами *12*. Кожухи крепятся винтами и глухими анкерными гайками *16*.

Подход к болтам стыка стенок переднего лонжерона осуществляется при снятии первого носка ОЧК, к болтам стыка стенок среднего лонжерона — при снятии первой съемной панели ОЧК, к болтам стыка стенок заднего лонжерона — из гондолы главной ноги шасси.

Зазор в стыке носовых частей ОЧК и центроплана перекрывается лентой, устанавливаемой по контуру носка на винтах с самоконтрящимися плавающими анкерными гайками.

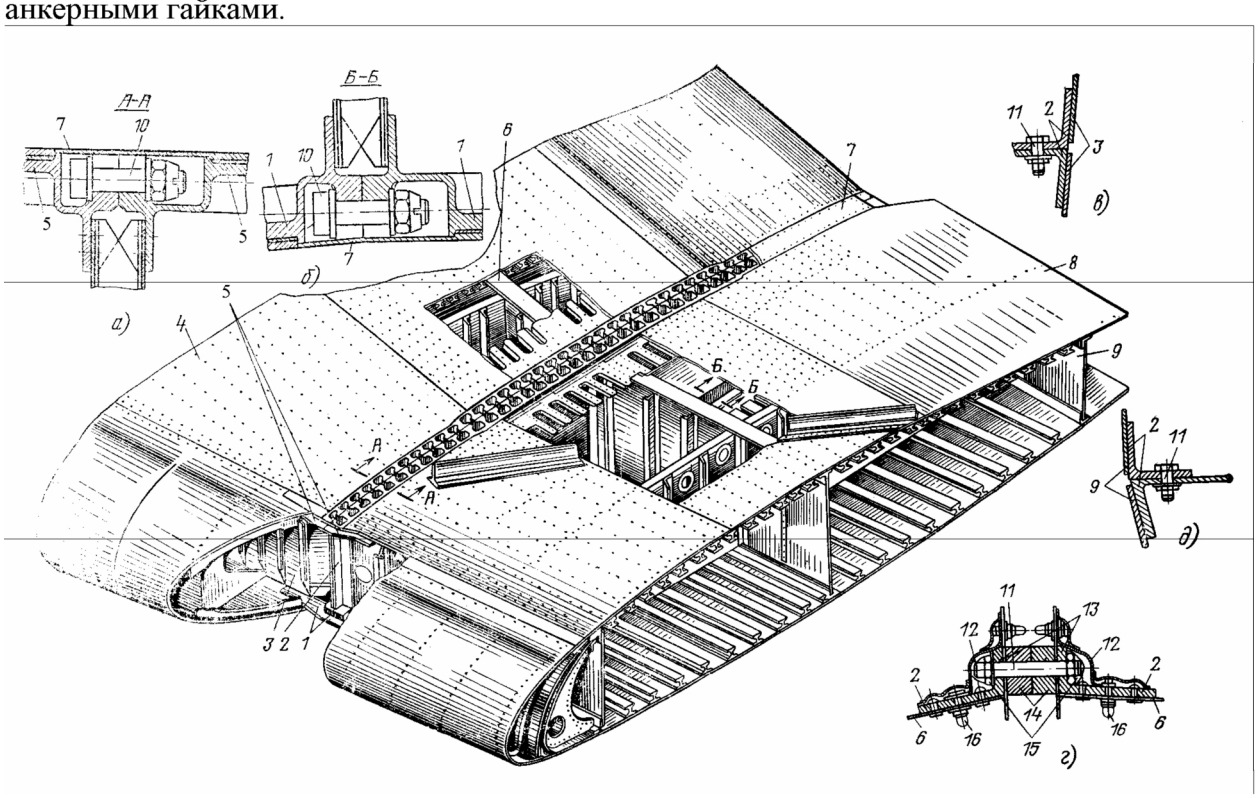


Рис. 2.41. Стык центроплана с ОЧК:
а—стык по верхней поверхности крыла; б—стык по нижней поверхности крыла: в—стык по переднему лонжерону; г—стык по среднему лонжерону; д— стык по заднему лонжерону;
1—нижние профили разъема; 2—стыковочные стойки; 3—передний лонжерон; 4—центроплан; 5—верхние профили разъема; 6—средний лонжерон; 7—лента; 8—отъемная часть крыла; 9—задний лонжерон; 10, 11— стыковочные болты; 12—герметический кожух; 13—резиновые уплотнительные кольца; 14—стальные вкладыши; 15—колпачки; 16—анкерные гайки

Гондола главной ноги шасси

Гондолы являются обтекателями главных ног шасси в убранном положении.

Гондолы расположены за передним лонжероном центроплана между нервюрами № 10-14.

Силовой набор гондолы состоит из шпангоутов, двух лонжеронов, стрингеров и обшивки. Лонжероны окантовывают по бокам нижний вырез гондолы.

Нижний вырез гондолы закрывается щитком, двумя передними створками и двумя задними створками. Щиток закреплен тремя хомутами на подкосе главной ноги шасси и перемещается вместе с ним.

Передние и задние створки крепятся шарнирно к узлам на лонжеронах гондолы. Передние створки имеют по два узла, задние створки — по четыре узла подвески.

На каждой передней створке установлено по одному кронштейну, а на каждой задней створке — по два кронштейна для крепления тяг управления створками.

В задней части гондолы имеется контейнер для спасательного плота. Сверху контейнер закрывается крышкой.

Крепление гондолы к центроплану осуществляется болтами при помощи угольников, поставленных на верхней и нижней панелях центроплана по бортам гондолы,

а также — заклепками при помощи угольников, расположенных на стенке заднего лонжерона центроплана. По месту крепления обшивка гондолы усилена накладками.

Закрылки

Закрылки служат для улучшения взлетных и посадочных характеристик самолета.

Закрылки выполнены выдвижными, трехщелевыми, с переменной хордой.

Выдвижные закрылки характерны тем, что при выпуске они сдвигаются назад и, следовательно, увеличивается не только кривизна профиля, но и площадь крыла.

Трехщелевыми закрылками сделаны, чтобы предотвратить срыв потока с верхней поверхности крыла при отклонении закрылка на значительные углы. Одна щель образуется между закрылком и крылом, две другие — в самом закрылке: между дефлектором и средней частью, а также между средней частью закрылка и его хвостиком.

При взлете самолета закрылки отклоняются на угол 28°, при этом открыты только две щели в закрылке; при посадке закрылки отклоняются на угол 45°, в этом случае открыты все три щели.

Закрылки переменной хорды обеспечивают оптимальные аэродинамические характеристики крыла как при взлете самолета, так и при посадке.

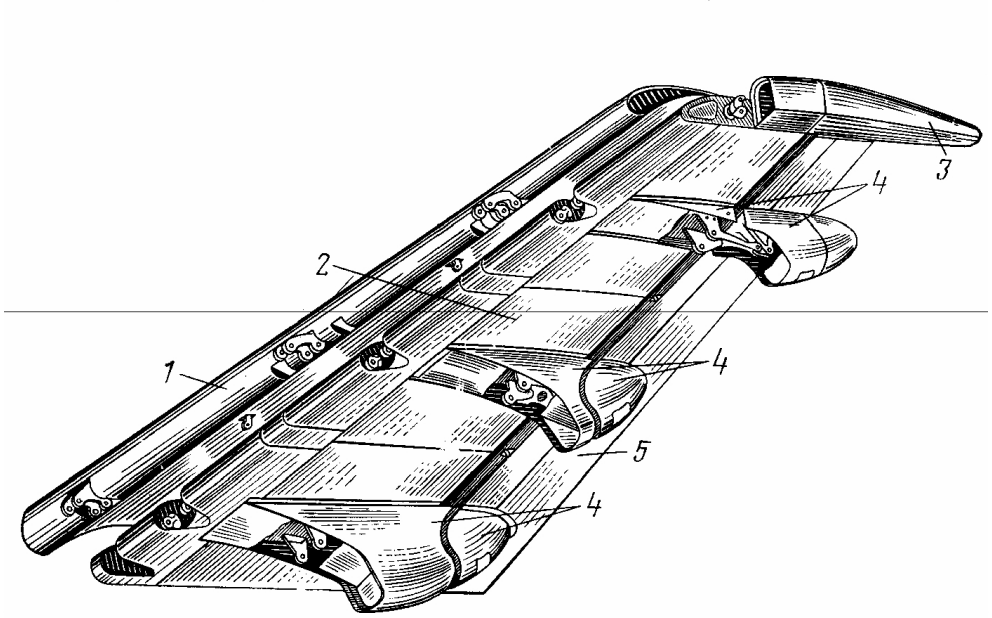


Рис. 2.42. Общий вид закрылка отъемной части крыла:
1—дефлектор; 2—средняя часть; 3—обтекатель винта подъемника; 4—обтекатели механизмов закрылка; 5—хвостик

Закрылок с малой хордой обладает лучшим аэродинамическим качеством, что особенно важно при взлете в условиях жаркой погоды или с высокогорного аэродрома, когда двигатели самолета имеют пониженную тягу. У закрылка, отклоненного на взлетный угол, дефлектор прижат к крылу и в потоке находятся только среднее звено и хвостик, образуя двущелевой закрылок уменьшенной хорды. Поскольку передняя щель закрыта, не возникает дополнительного увеличения сопротивления крыла и, следовательно, уменьшения его качества. Однако при посадке выгоден закрылок большой хорды, обеспечивающий высокий коэффициент подъемной силы.

Увеличение хорды закрылка при его отклонении в посадочное положение достигается путем раздвижения закрылка — удаления дефлектора и хвостика от средней части. В посадочном положении закрылка открыты все три щели, обеспечивая бессрывное плавное обтекание закрылка воздушным потоком

Закрылок состоит из четырех частей: двух внутренних и двух внешних. Внутренние части закрылка расположены на центроплане между бортами фюзеляжа и гондолами главных ног шасси; внешние части закрылка подвешены на отъемных частях крыла на участке от разъемов крыла до элеронов. Конструкция внутренних и внешних частей в основном одинаковая.

Каждая часть закрылка состоит из средней части *2* (рис. 2.42), к которой крепятся дефлектор *1* и хвостик *5*.

Средняя часть (рис. 2.43) состоит из переднего *5* и заднего *13* лонжеронов, нервюр *12,* обшивки *14.*

Лонжероны балочной конструкции состоят из верхнего и нижнего поясов и стенки. Нервюры, за исключением внутренней торцовой нервюры *9,*. разрезаны лонжеронами на три части: носок *7*, среднюю часть *12* и хвостик *11.* Носки и хвостики штампуются из листового материала, средние части состоят из стенки и поясов. Средняя часть внешней торцовой нервюры изготовлена в виде литого узла для крепления внешнего подъемника закрылка.

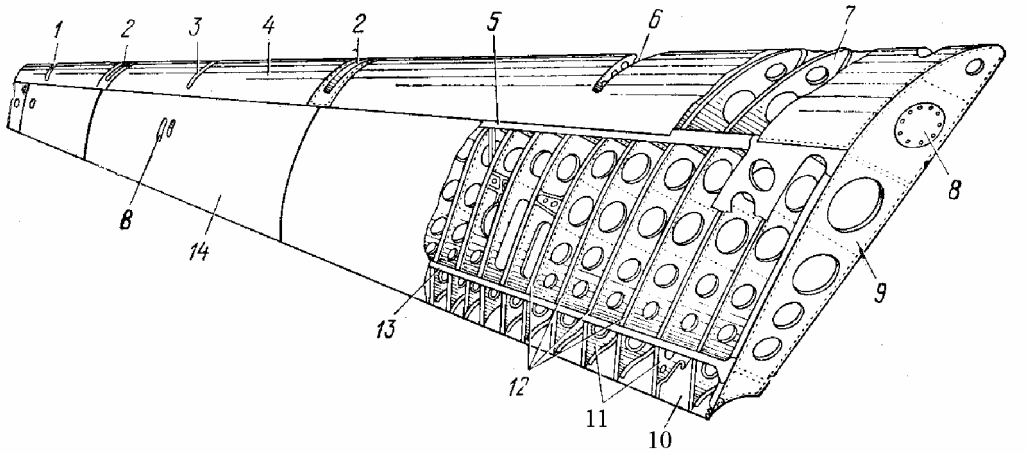


Рис. 2.43. Средняя часть внешнего закрылка:
1—опора закрылка № 5; 2—дополнительная опора дефлектора; 3—опора закрылка № 4; 4—обшивка носка; 5—передний лонжерон; 6—опора закрылка № 3; 7—носок нервюры; 8—лючки для подхода к механизмам и узлам подъемников; 9—торцовая нервюра; 10—задняя зашивка; 11—хвостики нервюр; 12—средние части нервюр; 13—задний лонжерон: 14—обшивка

Нервюры, расположенные по опорам закрылка, — силовые, две из них (№ 49 и 50) выполнены штамповкой из сплава АК6.

Обшивка средней части выполнена из дуралюмина, местами обработана химическим фрезерованием. Средняя часть обшивки носка сделана съемной и устанавливается на винтах. Для доступа к механизмам и узлам подъемников закрылка на обшивке имеются лючки *8:* шесть сверху, один снизу и один на внутренней торцовой нервюре.

Средняя часть закрылка имеет резьбовые отверстия для такелажных узлов.

Дефлектор (рис. 2.44) состоит из лонжерона *5,* нервюр *8* и обшивки. Лонжероны балочного типа, имеют верхний и нижний пояса и стенку с отбортованными отверстиями. Нервюры в местах установки опор дефлектора и крепления тяг управления хвостиком закрылка выполнены силовыми.

Обшивка дуралюминовая, имеет лючки для доступа к болтам крепления кронштейнов опор дефлектора.

Дефлектор внутреннего закрылка крепится к средней части посредством двух основных опор. Дефлектор внешнего закрылка имеет три основные и две дополнительные

опоры. Дополнительные опоры предназначены для устранения деформации дефлектора в полете.

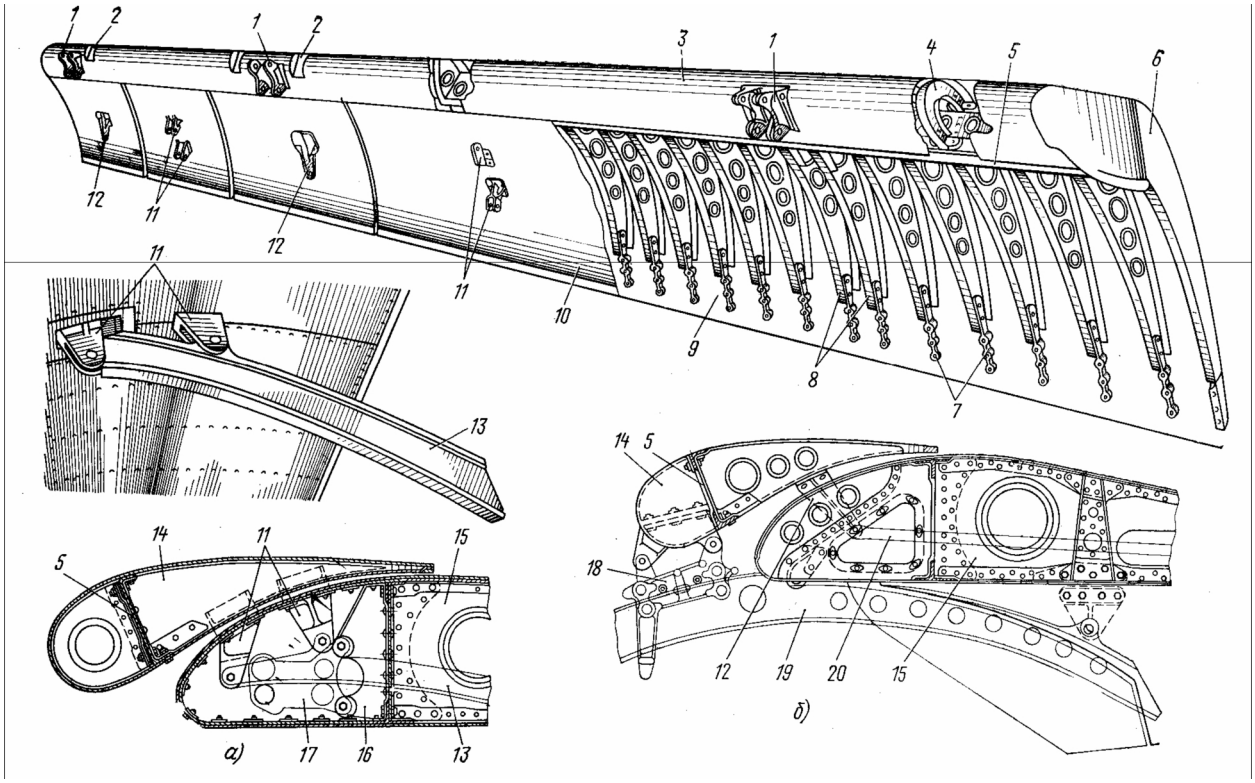


Рис. 2.44. Дефлектор внешнего закрылка:
а—дополнительная опора дефлектора; б—основная опора дефлектора:
1—кронштейн крепления каретки основной опоры дефлектора; 2—подмятие под тягу управления шторкой; 3—обшивка носка; 4—диафрагма; 5—лонжерон; 6—торцовая нервюра; 7—сухари; 5—нервюры; 9—верхняя обшивка; 10—нижняя обшивка: 11—кронштейны крепления рельса дополнительной опоры; 12—кронштейн крепления тяги управления хвостиком; 13—рельс дополнительной опоры дефлектора; 14—дефлектор; 15—средняя часть закрылка; 16—кронштейн крепления каретки дополнительной опоры дефлектора; 17—каретка дополнительной опоры дефлектора; 18—каретка основной опоры дефлектора; 19—рельс основной опоры закрылка; 20—тяга управления хвостиком

Основные опоры находятся в местах расположения рельсов подвески закрылка к крылу, а дополнительные — между основными опорами дефлектора внешнего закрылка.

Основная опора состоит из каретки *18*, закрепленной на дефлекторе снизу; ролики каретки опираются на верхнюю полку рельса *19* подвески закрылка к крылу.

Дополнительная опора дефлектора состоит из рельса *13*, закрепленного на дефлекторе, опирающегося на ролики каретки *17*, установленной на средней части внешнего закрылка.

Каретки основных (рис. 2.45) и дополнительных опор дефлектора по конструкции аналогичны кареткам закрылка (см. ниже), за исключением того, что их рамы выполнены из алюминиевого сплава.

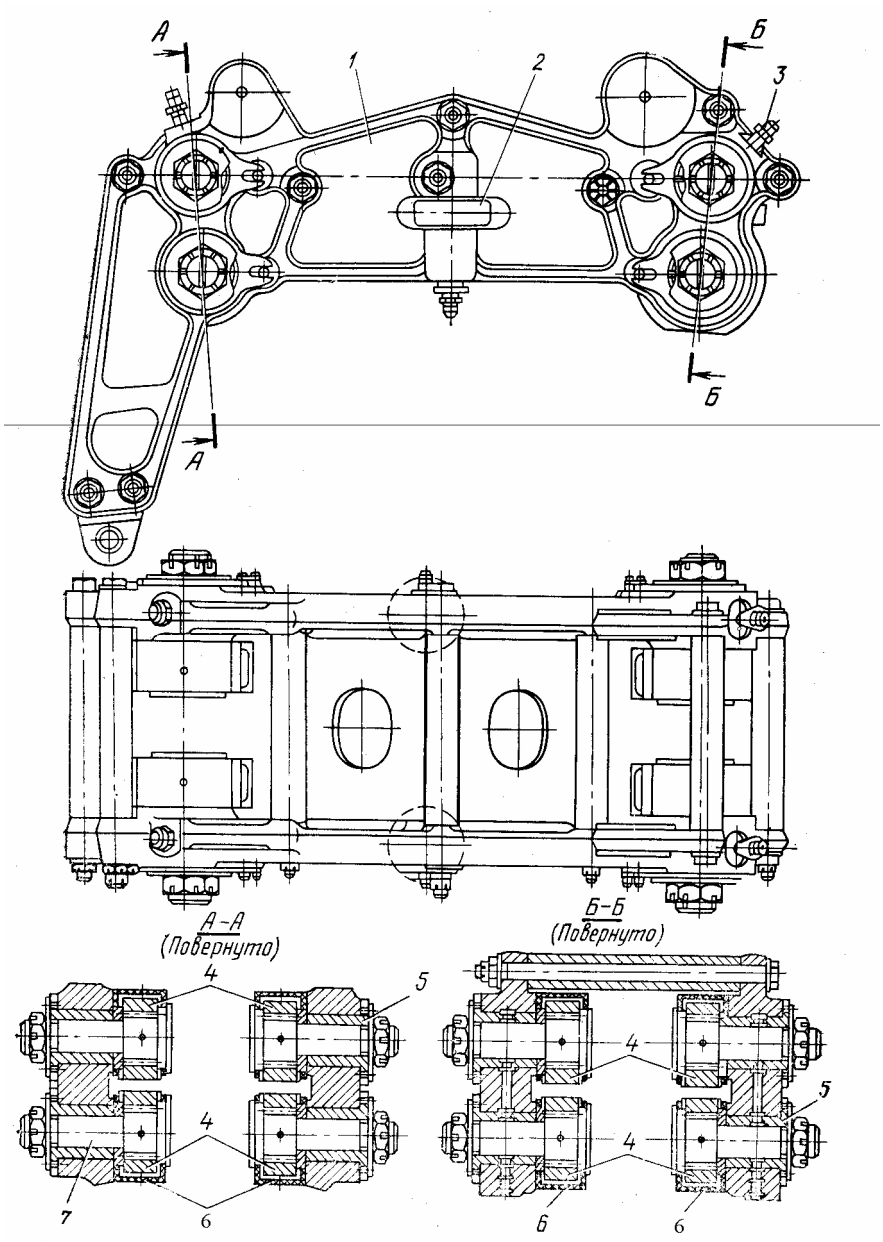


Рис. 2.45. Каретка основной опоры дефлектора:
1—рама; 2—боковой ролик; 3—масленка; 4—ролики; 5—эксцентриковая втулка: 6—чехлы; 7—палец

Хвостик закрылка (рис. 2.46) состоит из лонжерона *4*, нервюр 7, обшивки *3* и профиля *6*, усиливающего заднюю кромку хвостика.

Хвостик подвешивается к средней части закрылка на двух (для внутреннего закрылка) или трех (для внешнего закрылка) шарнирных узлах. Кроме того, хвостик опирается на среднюю часть закрылка посредством дополнительных опор: одной — на внутреннем закрылке и четырех — на внешнем. Дополнительные опоры расположены между основными узлами подвески, а на внешнем закрылке — также и на его концах.

Узел подвески хвостика имеет кронштейн *12* на средней части закрылка и кронштейн *14* на хвостике. Между собой кронштейны соединены осевым болтом *13*.

Дополнительная опора состоит из кронштейна с роликом *10*, установленного на хвостике, и кронштейна-рельса *9*, закрепленного на заднем лонжероне средней части закрылка. Ролик опоры во всех положениях хвостика опирается на рабочую поверхность кронштейна-рельса.

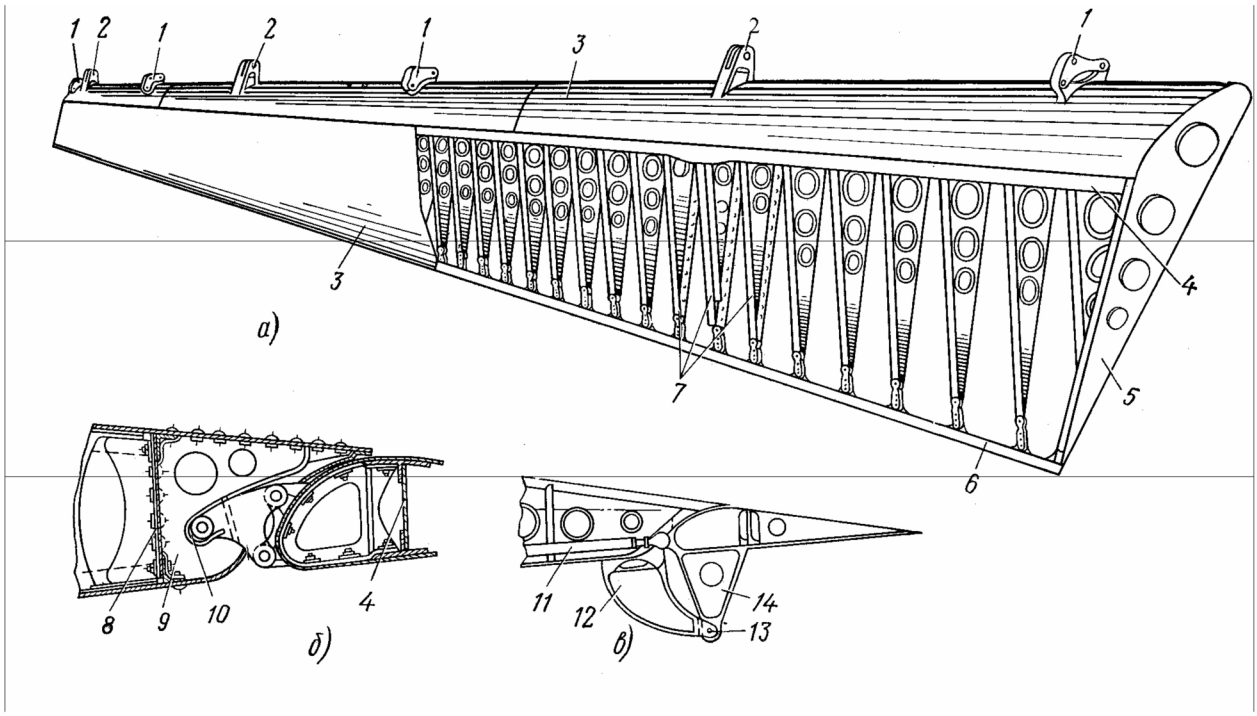


Рис. 2.46. Хвостик внешнего закрылка:
а—общий вид; б—дополнительная опора хвостика; в—узел подвески хвостика к средней части закрылка; 1—кронштейн дополнительной опоры; 2—кронштейн крепления тяги управления хвостиком; 3—обшивка; 4—лонжерон хвостика; 5—торцевая нервюра; 6—профиль; 7—нервюры; 8—задний лонжерон средней части закрылка; 9—кронштейн-рельс; 10—ролик; 11—тяга управления хвостиком; 12—кронштейн средней части закрылка; 13—осевой болт; 14—кронштейн хвостика

Подвеска закрылка к крылу. Закрылок подвешивается на крыле с помощью рельсов *14* (рис. 2.47), жестко закрепленных на закрылке, и кареток *15*, установленных на крыле. Внутренние закрылки имеют по две такие опоры, внешние — по три.

Рельсы закрылков выполнены из стали 30ХГСА в форме дуги окружности. Так как внешний закрылок в отличие от внутреннего стреловиден, то его рельсы выполнены по дуге окружности в виде винтовой линии. В зоне средней части закрылка рельсы имеют тавровое сечение, в зоне дефлектора — двутавровое сечение на внутренних закрылках и Z-образное — на внешних закрылках.

Верхняя и нижняя полки рельса служат рабочими поверхностями, по которым перемещаются ролики кареток: на верхнюю полку опираются ролики каретки дефлектора, на нижнюю — ролики каретки закрылка.

Для повышения твердости и коррозионной стойкости рабочие поверхности рельса хромируются. Крепится рельс к средней части закрылка на двух кронштейнах *13*.

Каретка закрылка (рис. 2.48) состоит из двух штампованных стальных рам *2*, разделенных между собой распорками *6* и стянутых болтами *4*. На рамах закреплены пальцы *7* с роликами *8*, *9*, представляющими собой игольчатые подшипники.

Каждая каретка имеет три группы роликов: четыре несущих *9*, четыре поддерживающих *8* и два боковых направляющих *3*.

Несущие и поддерживающие ролики закрыты чехлами *5* с войлочными сальниками. Сальник прилегает к рабочей поверхности рельса и очищает ее при движении ролика по рельсу.

Верхние и нижние ролики установлены на эксцентриковых втулках *10*, позволяющих регулировать зазор между роликом и полкой рельса.

Ролики смазываются через масленки *1*, смазка от которых по внутренним каналам рамы поступает в игольчатый подшипник ролика.

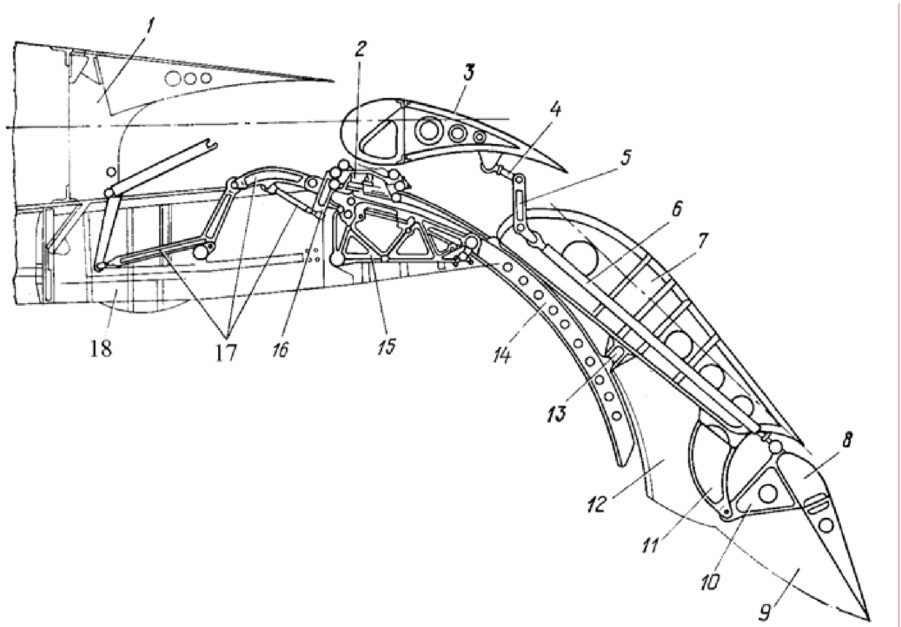


Рис. 2.47. Механизм закрылка:
1—хвостовая часть крыла; 2—каретка дефлектора; 3—дефлектор; 4,5—тяги механизма раздвижения закрылка; 5—качалка механизма раздвижения закрылка; 7—средняя часть закрылка; 8—хвостик закрылка; 9—задняя часть обтекателя; 10, 11—кронштейны подвески хвостика закрылка; 12—передняя часть обтекателя; 13—кронштейн крепления рельса закрылка; 14—рельс закрылка; 15—каретка подвески закрылка; 16—рычаг каретки дефлектора; 17—элементы механизма раздвижения закрылка; 18— балка механизма закрылка

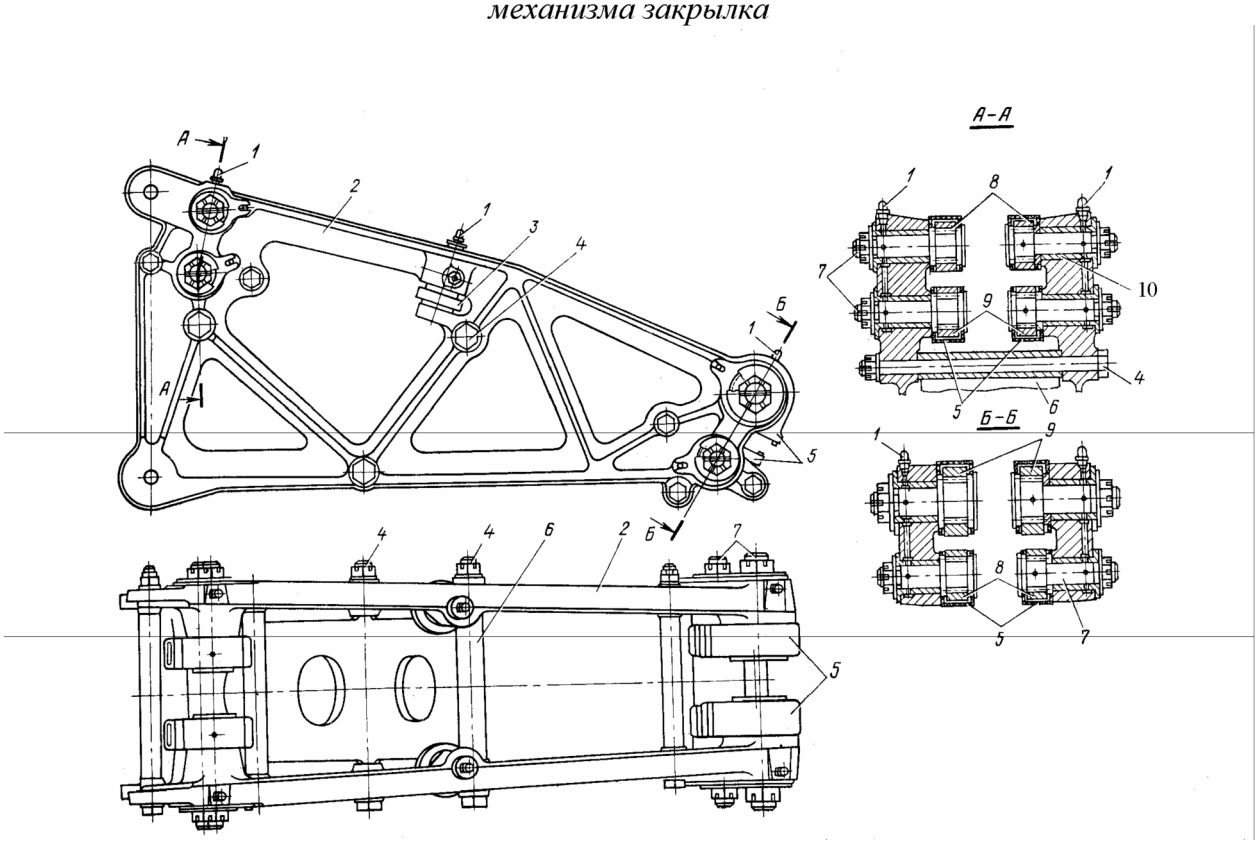


Рис.. 2.48. Каретка закрылка:
1—масленка; 2—рама; 3—боковой ролик; 4—стяжной болт; 5—чехлы; 6—распорка; 7—пальцы; 8—поддерживающие ролики; 9— несущие ролики; 10—эксцентриковые втулки

Каретки закрылков установлены внутри балок механизмов закрылков. Балка крепится кронштейнами *2*, *5* (рис. 2.49) к среднему и заднему лонжеронам крыла.

Предусмотрена возможность продольного перемещения балки относительно крыла при взаимных деформациях. Для этой цели сделаны пазы в кронштейне крепления балки к среднему лонжерону.

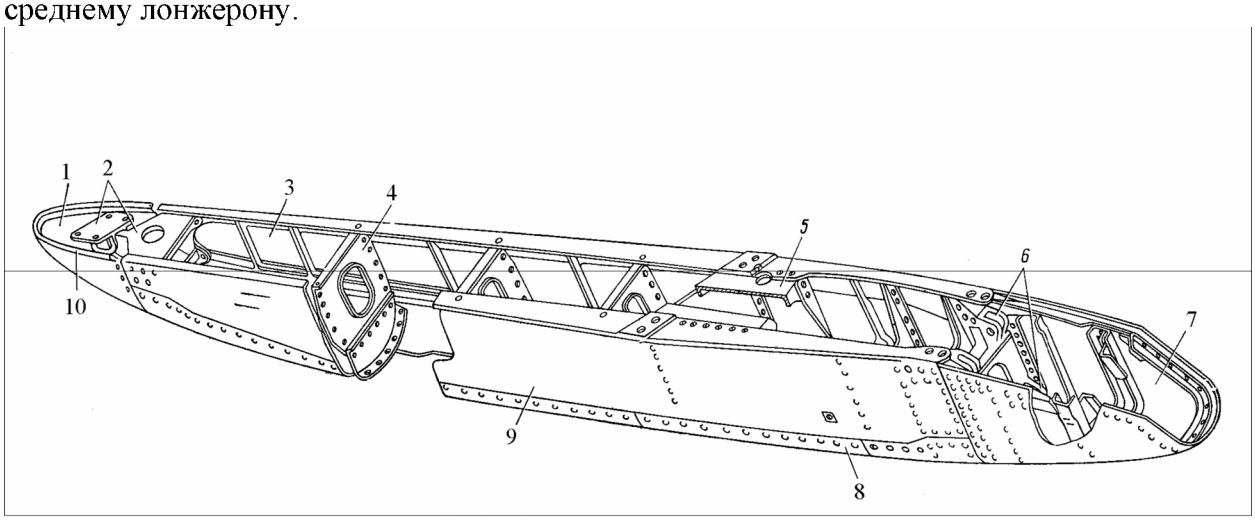


Рис. 2.49. Балка механизма закрылка:
1 —- передняя часть балки; 2 —- кронштейн крепления балки к среднему лонжерону крыла; 3— стенка;
4— диафрагма; 5— кронштейн крепления балки к заднему лонжерону крыла; 6 — кронштейн крепления каретки закрылка; 7— задняя часть балки; 8 — днище балки: 9— средняя часть балки; 10 — резиновый профиль

По верхнему периметру балки приклеен резиновый профиль *10*, уплотняющий щель между балкой и крылом.

Передняя часть *1*, задняя часть *7* и днище *8* балки сделаны съемными и крепятся к средней части болтами и анкерными, гайками.

Внутри балки смонтированы, кроме каретки закрылка, элементы механизма раздвижения закрылка и механизма управления шторкой.

Выпуск и уборка закрылков осуществляется с помощью винтовых подъемников, закрепленных шарнирно на заднем лонжероне крыла. Гайки подъемников крепятся к шкворням на закрылке. Внутренние и внешние закрылки имеют по два винтовых подъемника, расположенных у концов закрылков.

Шторки

Шторки расположены в хвостовой части крыла перед закрылком по всему размаху последнего.

При убранном закрылке шторки вписываются в нижний контур крыла, закрывая щель между дефлектором и средней частью закрылка. При выпущенном закрылке шторки отклоняются вверх на 23°, направляя воздушный поток в щель перед дефлектором.

На каждой половине крыла установлено по шесть шторок: три на центроплане и три на ОЧК.

Шторка (рис. 2.50) состоит из прессованного лонжерона *5*, верхней и нижней дуралюминовых обшивок *1*, диафрагм *2*, подкрепляющих обшивку, и законцовочного профиля *4*, обеспечивающего жесткость задней кромки шторки. Законцовочный профиль изготовлен из магниевого сплава МА8; на нем установлен резиновый профиль *3* для уплотнения щели между дефлектором закрылка и шторкой.

Каждая шторка подвешивается к крылу шарнирно на трех узлах. Узел состоит из кронштейна *10* крыла, кронштейна *6* шторки и качающейся серьги *8*, установленной

между кронштейнами крыла и шторки. Кронштейны шторок снабжены масленками для смазки подшипников.

Шторки отклоняются с помощью специальных механизмов, кинематически связанных с механизмами выпуска закрылков.

Механизм управления шторкой состоит из вертикальной *14* и горизонтальной *12* тяг, качалки *13*, коромысла *15* и кронштейна *16*, закрепленного на шторке. Вертикальная тяга выполнена из стальной трубы с наконечниками на концах, остальные детали — из алюминиевого сплава АК6.

Механизм управления шторкой смонтирован в балке механизма закрылка. Качалка механизма вращается на оси, закрепленной на стенке балки. Горизонтальная тяга задним концом соединяется с качалкой управления закрылками.

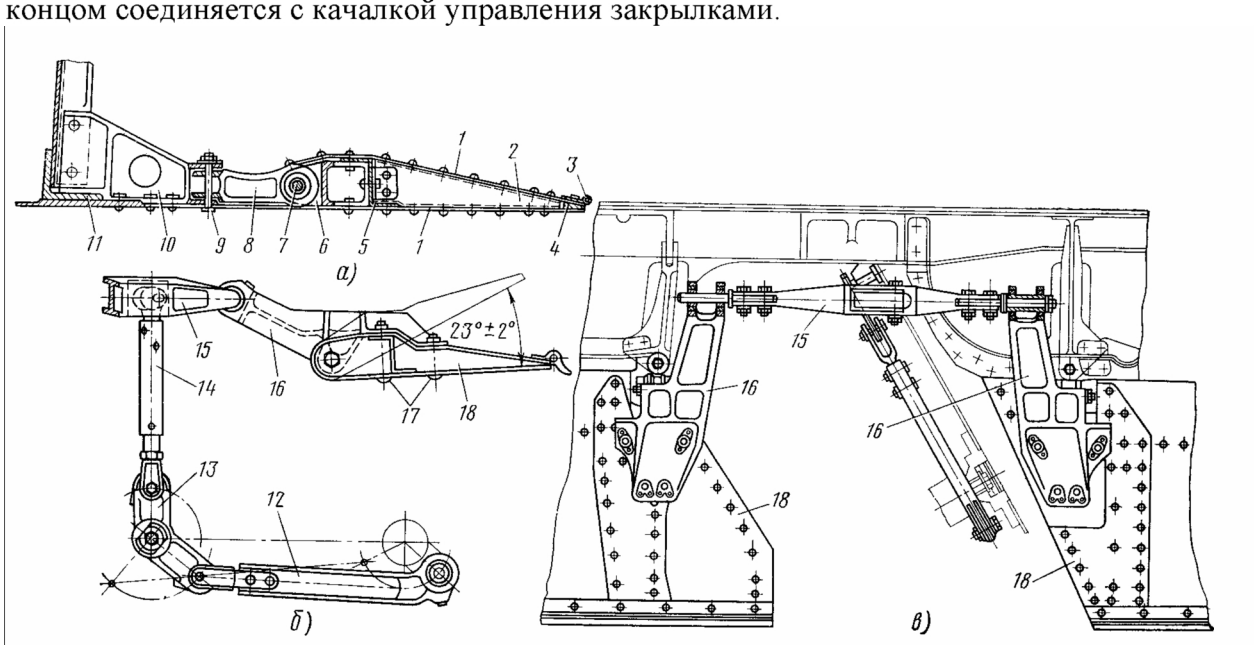


Рис. 2.50. Шторки крыла:
а— узел подвески шторки; б—вид сбоку на механизм управления шторками; в—вид сверху на механизм управления шторками; 1—обшивка; 2—диафрагма; 3—резиновый профиль; 4—законцовочный профиль; 5—лонжерон; 6—кронштейн шторки; 7—осевой болт; 8—качающаяся серьга; 9—болт; 10—кронштейн крыла; 11—задний лонжерон крыла; 12—горизонтальная тяга; 13— качалка; 14—вертикальная тяга; 15— коромысло; 16— кронштейн; 17—винты;18—шторка

Задний конец коромысла выполнен в форме вилки, которая крепится к кронштейнам двух смежных шторок. Крепление коромысла к кронштейнам шторок выполнено так, что коромысло может свободно перемещаться в подшипниках кронштейнов шторок.

Для доступа в хвостовой отсек крыла шторки следует отклонить вниз, для чего необходимо вывернуть четыре винта *17* крепления кронштейна к шторке.

На самолетах последних выпусков шторки делаются фиксированными.

Предкрылки

Предкрылки предназначены для увеличения коэффициента подъемной силы крыла путем предотвращения срыва потока на верхней поверхности носовой части крыла. Срыв потока на больших углах атаки задерживается воздушным потоком, который проходит через профилированную щель, образуемую отклоненным предкрылком и носком крыла.

Предкрылки выпускаются на взлете и при посадке. В убранном положении они вписываются в профиль крыла.

Предкрылки расположены вдоль передней кромки крыла от нервюры № 7 центроплана до конца ОЧК.

Предкрылки делятся на внутренние, средние и внешние. Внутренние предкрылки расположены на центроплане, средние и внешние — на ОЧК. Все предкрылки имеют электротепловые противообледенительные устройства.

Предкрылок (рис. 2.51) состоит из нервюр *1, 2,* стрингера *7*, наружной *3* и внутренней *6* обшивок, законцовочных профилей *9,* изготовленных из дуралюминовых сплавов. К обшивке носовой части приклеен электронагревательный элемент противообледенительного устройства. В местах опор предкрылка поставлены силовые нервюры *1,* имеющие штампованные узлы для крепления рельса.

Средние и внешние предкрылки, имеющие большую длину, разрезаны на две секции, для того чтобы при деформации крыла предкрылок не заклинивало в опорах. По месту разреза секции соединены между собой шарнирно горизонтальным болтом *10,* проходящим через две пары кронштейнов *11* соединяемых секций.

Внутренний предкрылок и каждая секция среднего и внешнего подвешены к крылу на двух опорах. Опора состоит из рельса *4* и каретки. Передний конец рельса крепится на двух узлах к предкрылку, задний конец опирается на ролики каретки, установленной на переднем лонжероне крыла *3* (рис. 2.52).

Каретки предкрылка аналогичны по конструкции кареткам дефлектора закрылка.

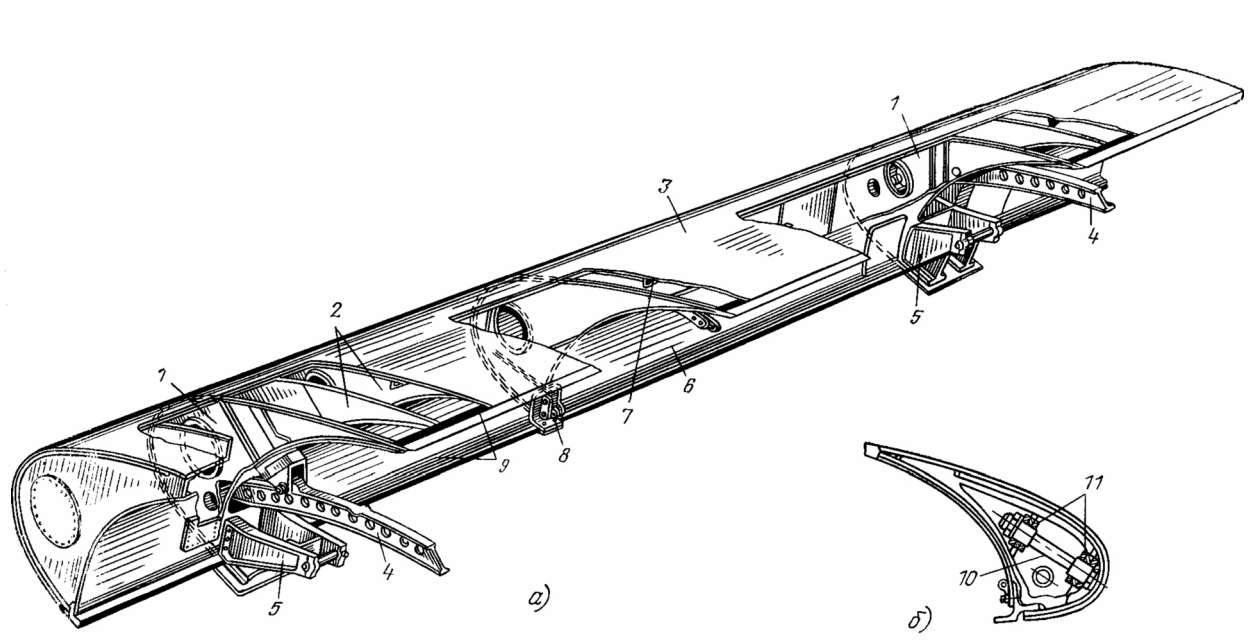


Рис. 2.51. Предкрылок:
а—внутренний предкрылок; б—схема соединения секций среднего и внешнего предкрылков; 1—силовая нервюра; 2—типовые нервюры; 3—наружная обшивка; 4—рельс; 5—кронштейн крепления подъемника: 6—внутренняя обшивка; 7—стрингер; 8—роликовый замок; 9—профили; 10—болт; 11—кронштейны секций предкрылка

Выпуск и уборка предкрылка осуществляются винтовыми подъемниками, шарнирно закрепленными на переднем лонжероне крыла и связанными с предкрылком карданами.

Каждый предкрылок имеет два винтовых подъемника, причем на среднем и внешнем предкрылках каждая секция имеет свой подъемник.

Подъемники внутреннего предкрылка поставлены по его концам, подъемники среднего и внешнего предкрылков установлены в средине каждой секции этих предкрылков.

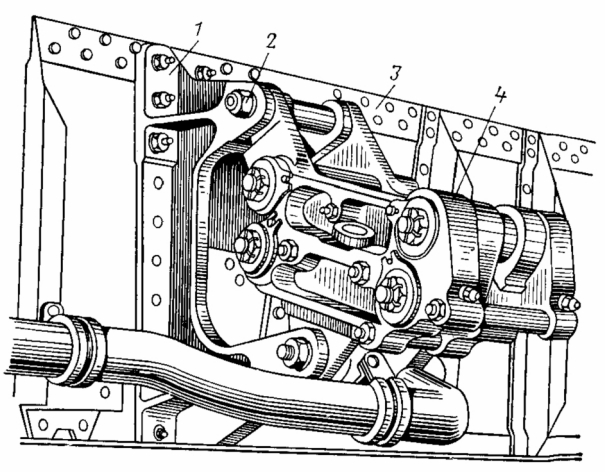


Рис. 2.52. Крепление каретки предкрылка:
1—кронштейн крепления каретки; 2— болт крепления каретки; 3—передний лонжерон крыла; 4—каретка предкрылка

Для разгрузки опор и устранения возможных вибраций и качки в полете предкрылки в убранном положении фиксируются роликовыми замками 8 (см. рис. 2.51). Секции среднего предкрылка имеют по два замка, остальные части предкрылка — по одному замку.

Интерцепторы

Интерцептор представляет собой подвижный элемент верхней поверхности хвостовой части крыла. Отклоняясь вверх над крылом, интерцептор вызывает срыв потока на верхней поверхности крыла, что влечет за собой уменьшение подъемной силы и увеличение сопротивления крыла.

На каждой половине крыла установлено по три интерцептора—внутренний, средний и внешний. Внешний интерцептор называется элероном-интерцептором.

Внутренние интерцепторы используются только для торможения самолета при пробеге его по земле. Они расположены на центроплане от борта фюзеляжа до гондол главных ног шасси.

Средние интерцепторы, как и внутренние, применяются для торможения самолета при пробеге, а также для нормального или экстренного снижения в полете. Применение средних интерцепторов позволяет исправлять ошибки в расчетах на посадку и позднее начинать снижение на малые высоты перед посадкой.

Средние интерцепторы расположены на ОЧК от разъема крыла до элерон-интерцепторов. Средние интерцепторы разрезаны на два одинаковых по длине отсека.

Элероны-интерцепторы предназначены для поперечного управления самолетом совместно с элеронами. Этот интерцептор расположен между нервюрами № 22—29 ОЧК.

Интерцептор (рис. 2.53) состоит из лонжерона *5,* нервюр *2,* верхней *3* и нижней обшивки, законцовочного профиля *1* и диафрагм *6.* Лонжерон, обшивка и нервюры за исключением силовых выполнены из листового дуралюмина; силовые нервюры, расположенные по узлам подвески интерцептора, выполнены из сплава АК6. Материалом законцовочного профиля среднего интерцептора и элерон-интерцептора является магниевый сплав МА8, законцовочного профиля внутреннего интерцептора — дуралюмин.

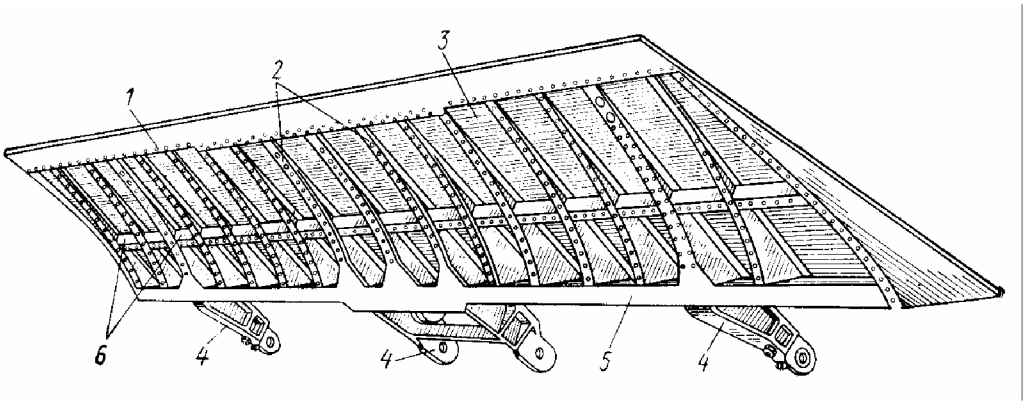


Рис. 2.53. Первый отсек среднего интерцептора (вид снизу, нижняя обшивка условно снята):
1—законцовочный профиль; 2— нервюры; 3—верхняя обшивка; 4—кронштейн навески интерцептора; 5-лонжерон; 6—диафрагмы

У задней кромки интерцептора установлены резиновые упоры для устранения непосредственного касания интерцептора о закрылок.

На самолетах последних выпусков вместо резиновых упоров устанавливаются с этой целью опорные ролики, опирающиеся на специальные накладки, наклепанные на верхнюю обшивку закрылка.

Внутренний интерцептор подвешивается к крылу на пяти узлах, элерон-интерцептор и каждая секция среднего интерцептора — на трех кронштейнах *4.* Кронштейны узлов подвески выполнены из сплава АК6, средние кронштейны имеют рычаги управления интерцепторами.

Управление интерцепторами осуществляется гидравлическими цилиндрами и рулевыми приводами. Внутренний интерцептор имеет один гидравлический цилиндр, а средний интерцептор — два рулевых привода РП-59, по одному на каждую секцию. Каждый элерон-интерцептор управляется тремя рулевыми приводами: одним РП-57 и двумя РП-58.

Управление элеронами-интерцепторами осуществляется от элеронов через дифференциальный механизм, который обеспечивает отклонение соответствующего интерцептора пропорционально углу отклонения элерона при отклонении последнего вверх на угол более 1°30'.

Элероны

Элероны совместно с элеронами-интерцепторами обеспечивают поперечную управляемость самолета.

Элерон (рис. 2.54) состоит из лонжерона *4,* нервюр *5, 6,* обшивки 7 и законцовочного профиля *17.*

Лонжерон балочной конструкции состоит из верхнего и нижнего поясов, изготовленных из прессованных профилей и стенки, усиленной стойками.

Нервюры состоят из стенки *18* и поясов *10,* выполненных из прессованных профилей. Заканчиваются нервюры сухарями *16* из магниевого сплава. В местах установки кронштейнов подвески элерона поставлены усиленные нервюры, имеющие увеличенную толщину стенки.

Обшивка дуралюминовая, местами обработана химическим фрезерованием. Обшивка передней части носка *3* элерона сделана съемной, крепится она к носкам нервюр *8* и стыковочным лентам *15* носка винтами и анкерными гайками.

Законцовочный профиль, обеспечивающий жесткость задней кромки элерона, выполнен прессованием из магниевого сплава. На внутренней торцовой нервюре

установлен сварной стальной кронштейн *1*, который при отклонении элерона вверх на 1°30' включает в работу элерон-интерцептор, обеспечивая их одновременное отклонение вверх.

Элерон подвешивается к крылу на четырех шарнирных опорах. Кронштейны *9* опор установлены на лонжероне элерона, ответные кронштейны закреплены на заднем лонжероне ОЧК.

На лонжероне элерона поставлен снизу кронштейн *20* для крепления рулевого привода РП-55.

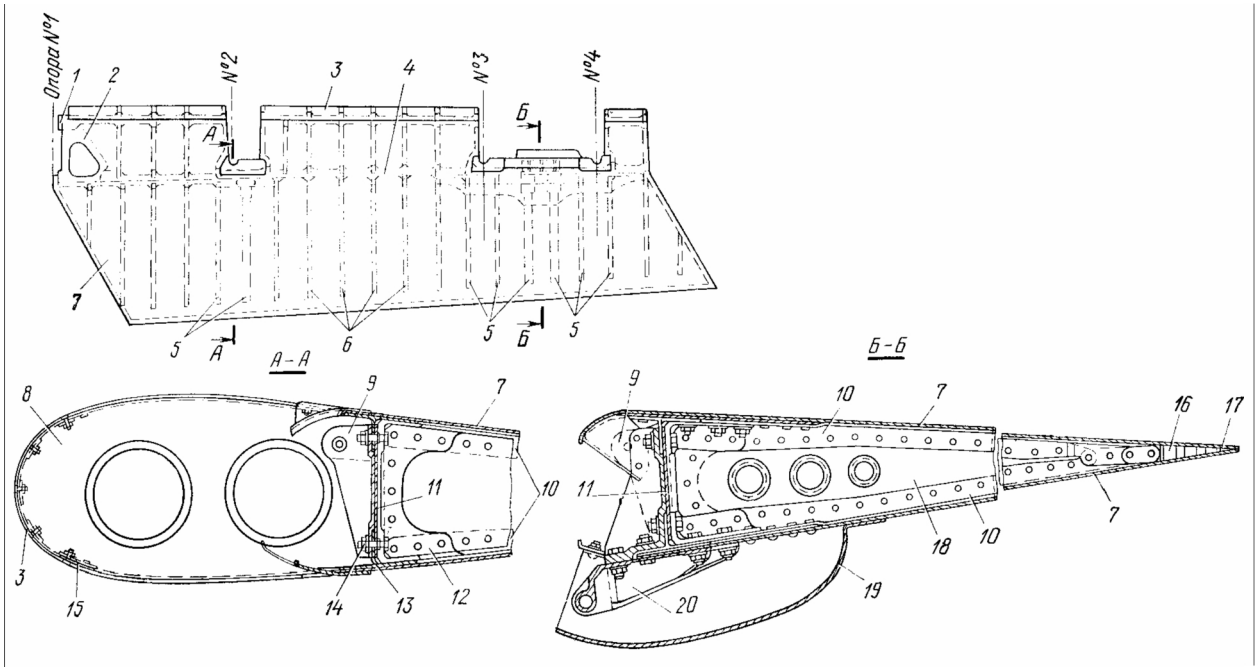


Рис. 2.54. Элерон:
1—кронштейн включатель; 2—окантовка люка; 3—съемный носок; 4—лонжерон; 5—силовые нервюры; 6—типовые нервюры; 7—обшивка; 8—носок нервюры; 9—кронштейн навески элерона; 10—пояса нервюры; 11—стенка лонжерона; 12—фитинг; 13—нижний пояс лонжерона; 14—болт крепления кронштейна; 15—стыковочная лента; 16—сухарь; 17—законцовочный профиль; 18—Стенка нервюры; 19—обтекатель; 20—кронштейн крепления рулевого привода РП-55

2.5. ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Хвостовое оперение (рис. 2.55) стреловидное, Т-образное, состоит из вертикального и горизонтального оперения.

Вертикальное оперение включает киль 1 и руль направления *6,* горизонтальное оперение — стабилизатор *5* и руль высоты *4.*

Впереди киля установлен на фюзеляже форкиль.

Стреловидность вертикального и горизонтального оперения превышает стреловидность крыла, для того чтобы несущие характеристики хвостового оперения с увеличением числа М не ухудшались быстрее, чем характеристики крыла. Большая стреловидность вертикального оперения целесообразна также и потому, что при этом увеличивается эффективность горизонтального оперения из-за увеличения его плеча.

Профиль вертикального и горизонтального оперения симметричный. Симметричный профиль позволяет сохранить одинаковый характер аэродинамических нагрузок при отклонении рулей в разные стороны и, кроме того, имеет меньшее

сопротивление. Вертикальное оперение по сравнению с горизонтальным оперением имеет увеличенную относительную толщину профиля с целью уменьшения массы киля, нагруженного силами, как от вертикального, так и от горизонтального оперения.

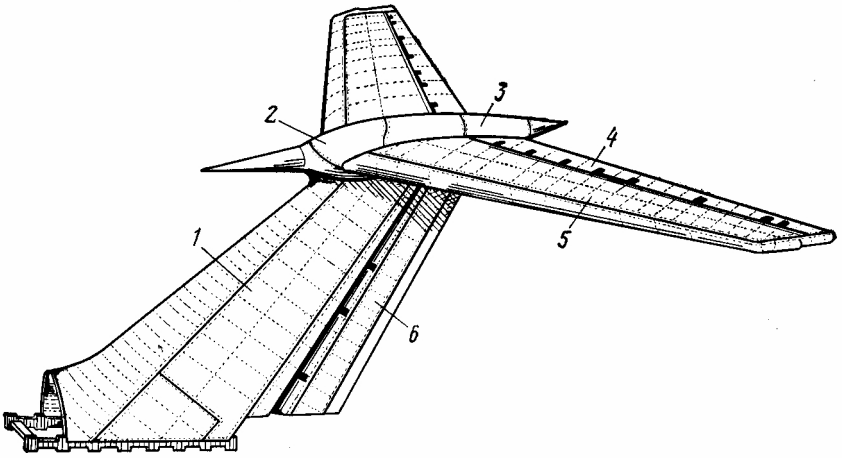


Рис. 2.55. Хвостовое оперение:
1—киль 2—концевой обтекатель киля; 3—обтекатель стабилизатора; 4—руль высоты; 5—стабилизатор; 5—руль направления

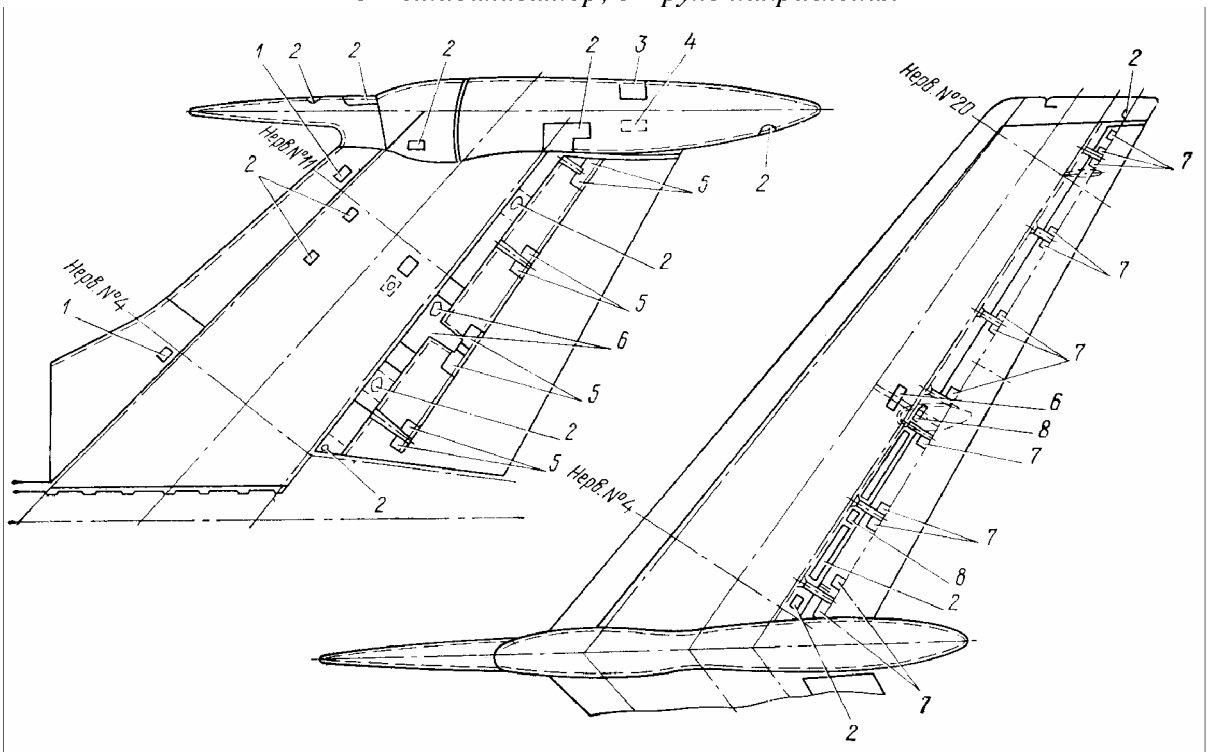


Рис. 2.56. Схема люков хвостового оперения:
1—люки для подхода к противообледенителю носка киля; 2— монтажные люки; 3—люк для подхода к управлению рулем высоты; 4—смотровой люк системы гидравлики; 5—люки для подхода к узлам подвески руля направления; 6—люки для монтажа рулевого привода: 7—люки для подхода к узлам подвески руля высоты; 8—люки для монтажа системы гидравлики и управления рулем высоты

Стабилизатор переставляется в полете в диапазоне углов от минут 1°30' до минус 7°. Необходимость перестановки стабилизатора вызвана широким диапазоном центровки самолета.

Для обслуживания агрегатов и узлов, расположенных внутри хвостового оперения, а также из технологических соображений в обшивке хвостового оперения сделано несколько люков (рис. 2.56)

Киль

Киль обеспечивает путевую устойчивость самолета.

Киль (рис. 2.57) состоит из кессона *14*, носка *2*, хвостовой части *11* и концевого обтекателя *4*.

Кессон киля является его силовой частью; кессон состоит из переднего *3*, среднего *13* и заднего *9* лонжеронов, нервюр *10*, стрингеров *12* и обшивки.

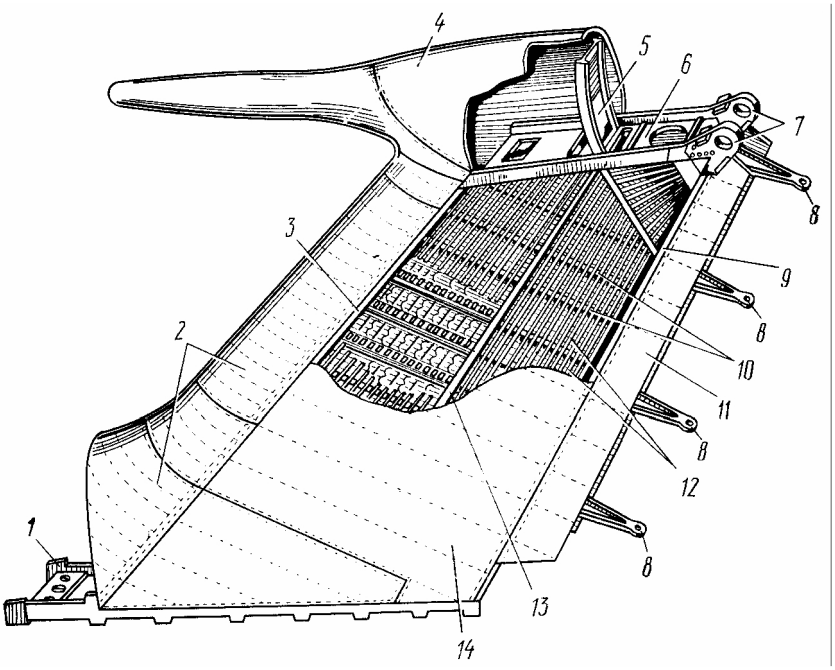


Рис. 2.57. Киль:
1—опорная нервюра; 2—носок; 3—передний лонжерон; 4—концевой обтекатель; 5—балка-рельс; 6—торцовая нервюра; 7—узлы крепления стабилизатора; 8—кронштейны навески руля направления; 9—задний лонжерон; 10—нервюры; 11—хвостовая часть; 12—стрингеры; 13—средний лонжерон; 14—кессон

Лонжероны балочные, состоят из двух поясов, выполненных из прессованных дуралюминовых профилей и стенки, усиленной стойками. Средний лонжерон в верхней части заканчивается рельсом *5*, воспринимающим нагрузки от стабилизатора.

Нервюры состоят из стенки, подкрепленной поясами и стойками. Хвостовые части нервюр усилены накладками и имеют фитинги для крепления к заднему лонжерону. Опорная нервюра *1*, торцовая *6* и нервюры, установленные по трем нижним узлам подвески руля направления, выполнены силовыми.

Обшивка киля дуралюминовая, обрабатывается химическим фрезерованием. Обшивка, примыкающая к торцовой нервюре, выполнена из сплава АК4.

Обшивка и стрингеры перед сборкой киля склепываются в панели. Левая панель крепится к каркасу заклепками, правая — болтами и анкерными гайками.

Носок киля делится на верхний и нижний отсеки. Верхний отсек имеет воздушный обогрев, нижний не обогревается.

Верхний отсек (рис. 2.58) состоит из обшивки 1, продольной стенки *3* и мембран *5*. С внутренней стороны обшивки приклепан гофр *2*, который вместе с продольной стенкой образует каналы для горячего воздуха, обогревающего носок киля. Для лучшего распределения горячего воздуха по длине носка установлен направляющий желоб *4*, изготовленный из стеклоткани.

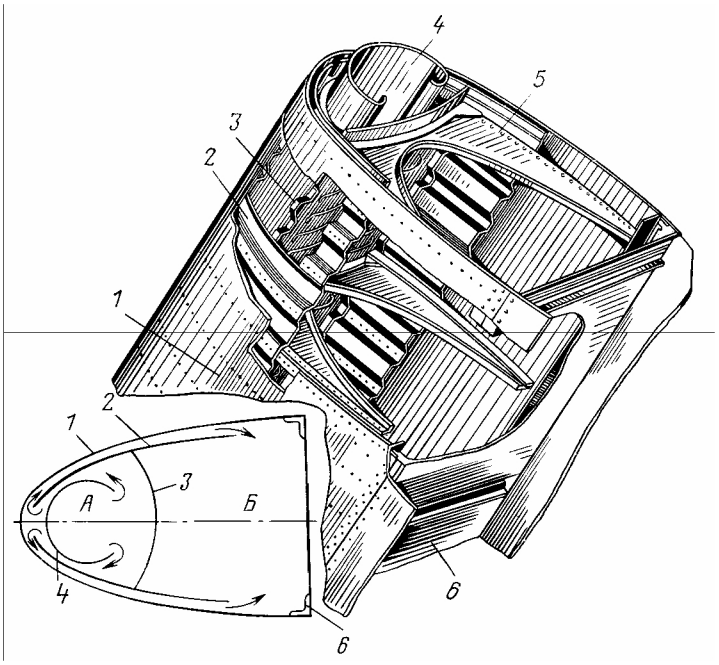


Рис. 2.58. Верхний отсек носка киля:
1—обшивка; 2— гофр; 3—продольная стенка; 4—направляющий желоб; 5—мембрана; 6—передний лонжерон киля; А—внутренняя камера; Б— внешняя камера

Нижний отсек носка состоит из обшивки, подкрепленной мембранами. Верхняя часть нижнего отсека сделана съемной.

Носок киля крепится болтами и анкерными гайками к поясам переднего лонжерона и опорным мембранам, расположенным по верхнему торцу носка и в стыках его частей. Нижний отсек носка приклепывается к шпангоуту № 72 фюзеляжа.

Хвостовая часть киля состоит из обшивки, подкрепленной мембранами. Верхняя часть задней обшивки (зашивки) сделана съемной для подхода к тягам управления рулем высоты.

Концевой обтекатель киля состоит из трех частей: передней, средней и задней. Передняя и задняя части выполнены из дуралюмина, средняя — из стеклоткани. На задней части обтекателя имеются жалюзи для выхода горячего воздуха из носка киля и люки для подхода к подъемнику управления стабилизатором.

Киль крепится к фюзеляжу через опорную нервюру посредством неразборного технологического стыка.

Руль направления

Руль направления служит для путевой управляемости самолета.

Руль (рис. 2.59) состоит из средней части *2,* носка *1* и хвостовой части *3.* Средняя часть собрана из лонжерона 5, нервюр *6,* панелей 7, *12.* Панель выполнена из листового материала АК4, между листами вклеен сотовый заполнитель. Панели крепятся к каркасу заклепками и болтами, проходящими через пробки из компаунда 153 с маршаллитовым заполнителем.

Носок руля несъемный, образован обшивкой *13,* подкрепленной мембранами *4* и балочкой *14.* По месту расположения кронштейнов подвески руля направления носок разрезан.

Хвостовая часть руля состоит из балочки *8,* обшивки 11 из материала АК4, сотового заполнителя *9* и законцовочного профиля (ножа) *10.*

Руль направления подвешивается к килю на четырех узлах, состоящих из кронштейнов киля и кронштейнов руля, изготовленных из сплава АК6 и закрепленных соответственно на заднем лонжероне киля и лонжероне руля.

Руль направления управляется одним рулевым приводом РП-56. Кронштейн крепления рулевого привода к рулю направления установлен у второго узла подвески руля.

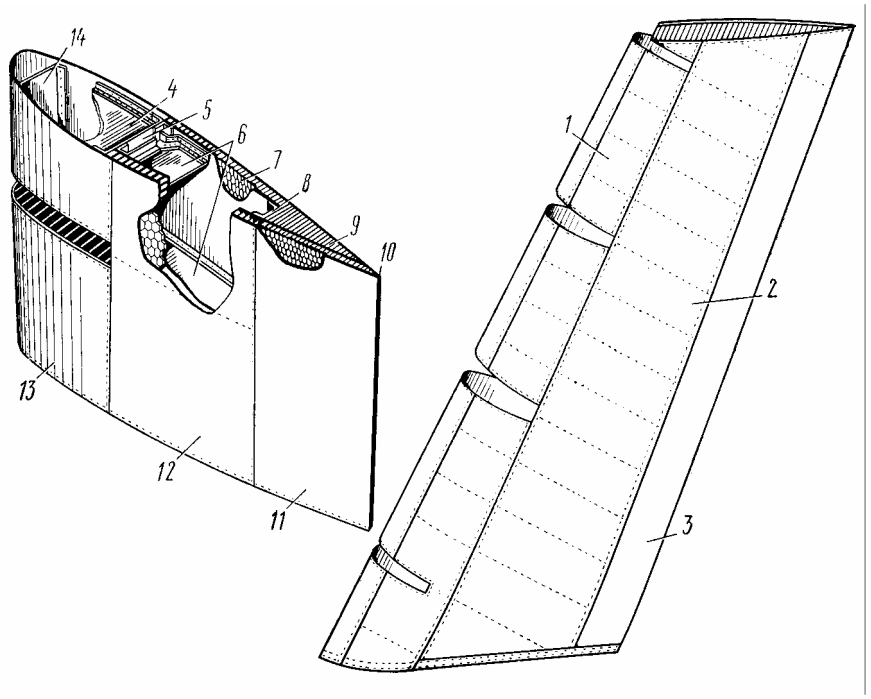


Рис. 2.59. Руль направления:
1—носок; 2—средняя часть; 3—хвостовая часть; 4—мембрана носка; 5—лонжерон-6—нервюры; 7—правая панель с сотовым заполнителем; 8—хвостовая балочка; 9—сотовый заполнитель хвостовой части; 10—нож; 11—обшивка хвостовой части; 12—левая панель с сотовым заполнителем; 13—обшивка носка; 14—носовая балочка

Стабилизатор

Стабилизатор обеспечивает продольную устойчивость самолета; он состоит из центроплана, двух консолей и обтекателя.

Центроплан *1* (рис. 2.60) состоит из трех лонжеронов, двух нервюр *16,* верхней *3* и нижней панелей.

Передний и задний лонжероны представляют собой стенки, изготовленные из дуралюмина; поясами этих лонжеронов служат ребра на верхней и нижней панелях. Средний лонжерон выполнен в виде коробки из стали ЗОХГСНА.

Нервюры состоят из стенок переменной толщины, усиленных стойками из прессованных профилей. Поясами нервюр являются ребра верхней и нижней панелей.

Панели выполнены механической обработкой из материала АК4. Панели имеют ребра жесткости. По оси самолета в панелях сделаны отверстия, через которые при сборке центроплана ставятся болты крепления панелей к лонжеронам и нервюрам.

В передней части центроплана установлено три кронштейна; к переднему *18* крепится подъемник стабилизатора, на верхнем *2* и нижнем *17* установлены ролики, служащие для передачи усилий со стабилизатора на рельс киля.

Снизу центроплана на среднем лонжероне крепятся два вильчатых узла *15* для крепления стабилизатора к килю.

Консоль стабилизатора состоит из кессона *8,* носка *7,* хвостовой части *11* и концевого обтекателя *9.*

Кессон собирается из переднего *5,* среднего *12* и заднего *14* лонжеронов, стрингеров *6,* нервюр *4* и обшивки.

Лонжероны балочного типа, состоят из верхнего и нижнего поясов, выполненных из прессованных профилей материала В95 и стенки, усиленной стойками.

Стрингеры представляют собой прессованные профили из сплава В65.

Нервюры — балочные; их пояса выполнены из прессованных профилей, стенка подкреплена стойками. Корневая и торцовая нервюры, а также нервюры, установленные по узлам подвески руля высоты, сделаны силовыми. В хвостовой части силовые нервюры имеют фитинги для крепления кронштейнов навески руля высоты.

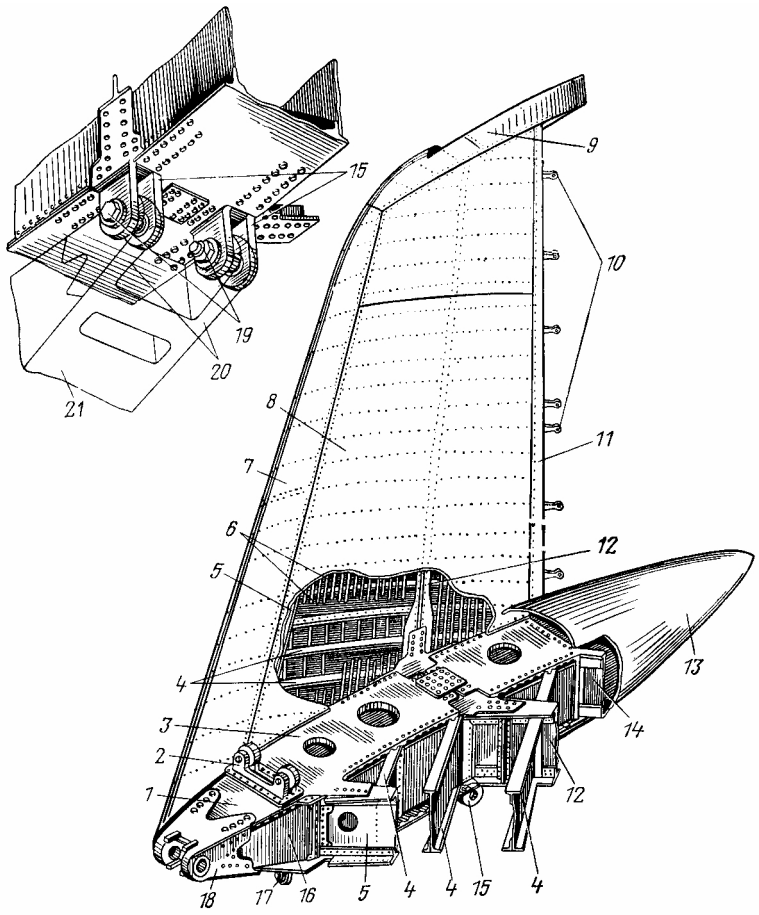


Рис. 2.60. Стабилизатор:
1— центроплан стабилизатора; 2, 17—кронштейны с направляющими роликами; 3— верхняя панель центроплана; 4—нервюры; 5—передний лонжерон консоли; 6—стрингеры; 7—носок консоли; 8—кессон консоли; 9—концевой обтекатель; 10—кронштейны подвески руля высоты; 11—хвостовая часть консоли; 12—средний лонжерон; 13— хвостовая часть обтекателя; 14—задний лонжерон консоли; 15—кронштейн крепления стабилизатора к килю; 16—нервюра центроплана; 18—кронштейн крепления подъемника; 19—стыковочные болты; 20—кронштейны киля; 21—киль

Обшивка консоли выполнена из дуралюминовых листов, обработанных химическим фрезерованием для придания переменной толщины.

Обшивка и стрингеры перед сборкой консоли собираются предварительно в панели. Верхняя панель крепится к каркасу заклепками, нижняя — болтами и анкерными гайками.

Носок консоли по конструкции и креплению аналогичен верхнему носку киля. Хвостовая часть консоли также аналогична хвостовой части киля.

Концевой обтекатель консоли состоит из двух частей — передней и задней. В конструкцию обтекателя входит обшивка, подкрепленная нервюрой и диафрагмами, а также обод, балочка и концевой профиль (нож) задней кромки обтекателя. В стыке частей обтекателя расположен выход горячего воздуха из носка консоли.

Обтекатель стабилизатора состоит из верхней, нижней и хвостовой частей.

Верхняя часть образована обшивкой, подкрепленной стрингерами и диафрагмой.

Нижняя часть является зализом стыка стабилизатора с килем; она состоит из левой и правой половин, выполненных из обшивки и диафрагм.

Хвостовая часть обтекателя *13* состоит из обшивки, подкрепленной стрингерами и шпангоутами. Заканчивается хвостовая часть хвостовым коком, выполненным из стеклоткани. Между двумя слоями стеклоткани находится сотовый заполнитель. Внутри кока установлена антенна радиоаппаратуры.

Обтекатель имеет два верхних и два нижних люка для подхода к агрегатам системы управления рулем высоты. Обтекатель установлен на стабилизаторе. Воздушные нагрузки с хвостовой части обтекателя передаются на центроплан стабилизатора через подкос.

Стабилизатор крепится к килю на трех узлах: переднем *18* и двух задних *15*. К переднему узлу подсоединен подъемник стабилизатора, закрепленный другим концом на торцовой нервюре киля.

Задние узлы связывают кронштейн *15* на среднем лонжероне центроплана стабилизатора с кронштейнами *20* на заднем лонжероне киля. Болты *19* этих узлов являются осью вращения стабилизатора при его перестановке.

Руль высоты

Руль высоты служит для продольной управляемости самолета.

Руль состоит из двух половин, не связанных между собой; каждая половина подвешена к стабилизатору на восьми, узлах.

Конструкции руля высоты и узлов его подвески к стабилизатору аналогичны конструкции руля направления и подвески его к килю.

Каждая половина руля высоты управляется одним рулевым приводом РП-56. Рычаг рулевого привода крепится на руле высоты между узлами подвески № 3 и 4.

2.6. ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ПЛАНЕРА

Техническое обслуживание планера сводится в основном к дефектации обшивки планера и элементов фюзеляжа, работающих под действием избыточного давления в гермокабине, — дверей и крышек люков, фонаря кабины пилотов, остекления пассажирских кабин; проверке узлов навески рулей, элеронов, закрылков, предкрылков и интерцепторов; периодической проверке систем запирания и отпирания входных и служебной дверей; работоспособности крышек аварийных выходов; смазке трущихся поверхностей.

Предотвращение появления коррозии, ее своевременное выявление и устранение являются важнейшими требованиями обслуживания планера. Для этого необходимо предохранять от механических повреждений элементы конструкции планера.

Во избежание повреждения антикоррозионного покрытия не допускается хождение по обшивке самолета в обуви без специальных чехлов или при отсутствии на обшивке мягких ковриков или матов; нельзя касаться обшивки стремянками, лестницами, шлангами, заправочными пистолетами и другим оборудованием, не обшитым в местах касания резиной или мягкой тканью; не разрешается класть на нее детали, инструмент и другие предметы, а снятые с самолета рули, закрылки, носки и панели крыла и прочее необходимо укладывать на козелки и стеллажи с мягкой обивкой. По этой же причине не допускается удаление льда с поверхностей самолета механическим путем.

Больше всего подвержены поражению коррозией места скопления пыли, грязи и влаги, а также места попадания на обшивку кислот, щелочей, масла, бензина и других вредно действующих жидкостей и их паров. Поэтому необходимо своевременно удалять загрязнения с обшивки и регулярно мыть внешнюю поверхность самолета, не допускать попадания воды в самолет. Если же вода попала в самолет, мокрые детали и агрегаты протереть насухо чистой салфеткой, а из труднодоступных мест воду удалить при помощи шприца и затем просушить теплым воздухом из подогревателя. Не следует допускать контактов металлических изделий с мокрой теплозвукоизоляцией. При техническом обслуживании самолета следить за чистотой дренажных отверстий для слива конденсата.
Для защиты самолета от атмосферных осадков необходимо укрывать его чехлами. Чехлы надевать на чистые сухие поверхности. В теплое время года при техническом обслуживании самолета для удаления влаги производится проветривание кабин и багажных помещений фюзеляжа при открытых дверях, люках и форточках.

При попадании кислоты или щелочи на самолет необходима немедленно ее удалить. Для этого тщательно несколько раз промыть пораженное место теплой водой с содой и нейтральным мылом, затем протереть чистой салфеткой. Особенно тщательно промыть и просушить сжатым воздухом зазоры. Случаи проливания кислоты или щелочи записывать в формуляр самолета и в. течение месяца вести систематическое наблюдение за облитым кислотой участком.

На самолете особенно подвержены поражению коррозией подпольная часть фюзеляжа в районе багажных помещений, зонах расположения туалетных комнат, в отсеках аккумуляторов и агрегатов высотного оборудования, через которые выпускается воздух из гермокабины в атмосферу.

Признаком коррозии алюминиевых сплавов является появление на деталях белых и серых пятен, иногда имеющих вид черных точек. При коррозии магниевых сплавов появляется вспучивание лакокрасочного покрытия и рыхлый солевой налет грязно-белого цвета. Коррозия стальных деталей сопровождается образованием налета ржавчины.

Обработка пораженной коррозией детали сводится к удалению продуктов коррозии и защите поврежденного участка лакокрасочным покрытием.

Продукты коррозии с внешней обшивки удаляются с помощью жестких волосяных, травяных или щетинных щеток. Нельзя применять шкурки или металлические щетки, так как они могут повредить защитный слой. Допускается устранять продукты коррозии на деталях из алюминиевых сплавов внутри самолета (если щетками они не удаляются) наждачной пылью № 220, которая наносится на ветошь, смоченную в чистом бензине. Коррозия на деталях из магниевого сплава устраняется стеклянной шкуркой № 220, а внутри язвин — шабером.

Дефектация обшивки фюзеляжа, крыла, стабилизатора, киля, рулей, элеронов, закрылков, предкрылков (и их торцовых нервюр), интерцепторов, а также зализов, аэродинамических ребер производится для выявления трещин, пробоин, глубоких вмятин, царапин, деформации, нарушения лакокрасочных покрытий, ослабления заклепочных швов и болтовых соединений.

Необходимо проверять путем простукивания, нет ли на обшивке рулей, имеющей сотовую конструкцию, непроклеенных мест, а на обшивке закрылков, предкрылков и интерцепторов — потертостей в местах прилегания к крылу.

Особо важно предотвратить появление дефектов на обшивке герметической части фюзеляжа. При выявлении царапин глубиной свыше 0,1 мм на обшивке толщиной до 1,2 мм и глубиной 0,15 мм на обшивке толщиной 1,5—3 мм эксплуатация самолета не разрешается без ремонта поврежденных мест.

Все указанные выше дефекты не допускаются, обшивка и другие элементы планера подлежат ремонту согласно соответствующей технологии. Ослабленные заклепки подтягиваются или заменяются, ослабленные винты и болты подтягиваются.

При осмотре планера проверяется крепление панелей и носков крыла, а также состояние видимой части каркаса фонаря пилотов и шпангоута № 67а фюзеляжа.

Дефектация входных, служебной и запасной дверей, аварийных выходов, форточек, крышек люков багажных помещений и эксплуатационных люков предусматривает выявление на их обшивке и окантовках фюзеляжа пробоин, глубоких вмятин, трещин, деформаций, царапин, ослабления заклепочных швов; проверяется исправность узлов навески и замков дверей и крышек люков, состояние резиновых профилей герметизации.

При наличии дефектов производится ремонт; неисправные замки ремонтируются или заменяются, резиновые профили заменяются.

Узлы навески рулей, элеронов, закрылков, предкрылков осматриваются на отсутствие люфтов, трещин, коррозии, надежность крепления кронштейнов, исправность контровок, исправность и надежное крепление лент металлизации.

Детали с трещинами, неисправные ленты металлизации и контровки заменяются.

Осмотр остекления фюзеляжа производится изнутри кабин при хорошей освещенности. Особое внимание обращается на отсутствие трещин, царапин, забоин и других механических повреждений. Органические стекла проверяются также на отсутствие «серебра» (мелких поверхностных трещин), триплексные стекла на отсутствие отлипов. Проверяется крепление стекол фонаря и прилегание их к каркасу. На остеклении допускаются волосяные царапины, отдельные неглубокие царапины — риски, «серебро» в виде цепочки длиной не более 60 мм и шириной до 6 мм в количестве не более одной цепочки на деталь или «серебро» в виде отдельных пятен (не более трех) площадью до 2 $см^2$ по всей поверхности.

При появлении «серебра» необходимо следить за его развитием если оно увеличивается по размеру и возникает в других местах и общая площадь поражения превышает 6 $см^2$, стекло подлежит замене.

Стекло, имеющее большое количество царапин, мешающих видимости, полируется пастой ВИАМ-2. Полировка производится вручную тампоном из гигроскопической ваты с небольшим количеством пасты сначала вдоль царапины, затем поперек и окончательно круговыми движениями с легким нажимом без задержки на месте во избежание нагревания поверхности стекла.

Органические стекла нужно предохранять от ударов твердыми предметами и других механических повреждений, не подвергать длительному воздействию влаги и солнечных лучей и особенно важно не допускать действия органических растворителей и их паров (ацетона, дихлорэтана, этилового спирта, клея 88 и др.), вызывающих образование поверхностных микротрещин. От действия солнечных лучей и атмосферных осадков стекла защищаются самолетными чехлами.

Пыль и грязь с поверхности стекла удаляются мягкой чистой хлопчатобумажной тканью, смоченной в чистой воде, с последующей протиркой досуха сухой мягкой тканью.

При образовании слоя льда или инея на стекле его следует удалить струей теплого воздуха или горячей чистой водой с температурой 50—60° С, после чего тщательно протереть стекло.

В процессе технического обслуживания самолета необходимо периодически проверять системы запирания входных и служебной дверей, работоспособность крышек аварийных люков. При проверке системы запирания дверей замеряются усилия, необходимые для поворота внутренней ручки, надежность ее стопорения и заход ролика замка двери на опорную площадку.

Усилие для поворота внутренней ручки при закрывании и открывании дверей не должно превышать 20 кгс на плече 250 мм. Заход ролика каждого замка на опорную площадку должен быть не менее 19 мм.

Для проверки надежного стопорения внутренней ручки необходимо замерить заход стопора ручки в паз стопорной пластины в застопоренном положении ручки. Заход стопора должен быть не менее 6 мм. Затем приложить к внутренней ручке усилие, равное 30 кгс, в сторону открытия, не задевая рычага стопорения ручки. Ручка не должна проворачиваться.

Кроме того, проверяется работа сигнализации положения замков дверей и положение ручного стопора.

Подвижные части элементов конструкции планера периодически смазываются смазкой ЦИАТИМ-201. Эта смазка наносится на трущиеся поверхности деталей подвески и механизмов запирания входных и служебной дверей, крышек аварийных выходов и багажных люков, форточек. Этой же смазкой набиваются ролики и чехлы кареток закрылков и предкрылков, подшипников шарнирных соединений узлов подвески рулей, элеронов, интерцепторов, створок шасси, задний узел крепления стабилизатора.

Трущиеся поверхности механизма запирания двери: замки, шарниры, соединительные тяги, стопор внутренней ручки, подвижная пробка заборника воздуха и пружинный фиксатор перед смазкой протираются бензином Б-70. Основной вал управления замками смазывается через две масленки.

Замки крышек аварийных выходов смазываются без разборки в доступных местах. При снятии носков и панелей крыла и других частей, закреп ленных на самолете посредством болтовых соединений, необходимо обращать внимание на цветные полосы, нанесенные вдоль болтовых соединений по головкам болтов и на прилегающую к ним обшивку. В тех местах, где устанавливаются разные по длине болты, наносятся различные по цвету полосы. Во избежание перепутывания снятые болты должны комплектоваться по отдельным ячейкам для одинакового цвета головок. При установке болта цвет его головки должен соответствовать цвету полосы на обшивке.

При снятии съемных панелей снижается жесткость крыла и оно деформируется под действием своей массы. Деформация крыла вызывает защемление крепежных болтов панелей, что затрудняет отвертывание и завертывание болтов. Поэтому под нервюры № 16, 29, 40 крыла устанавливаются подставки с регулирующимися по высоте ложементами, обеспечивающие разгрузку снимаемой панели от действия массы крыла.

Иней и сухой снег с поверхности самолета удаляется волосяными щетками. Изморозь, лед и примерзший снег удаляется обливанием самолета водой, подогретой до температуры 50— 60°С, или подачей под надетые на самолет чехлы теплого воздуха с температурой +60°С на выходе из рукава подогревателя.

В обоих случаях сразу же после удаления льда поверхность самолета протирается насухо чистой ветошью.

Необходимо иметь в виду, что после удаления льда, снега или изморози следует осмотреть щелевые зазоры рулей и элеронов, их кронштейны подвески и убедиться, что рули и элероны полностью отклоняются в крайние положения.

Управление самолетом Ту-154

3.1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Система управления самолетом включает системы управления рулем высоты, стабилизатором, рулем направления, элеронами и элеронами-интерцепторами, воздушными тормозами, закрылками и предкрылками.

В систему управления самолетом входит автоматическая бортовая система управления АБСУ-154, предназначенная для улучшения характеристик устойчивости и управляемости самолета при штурвальном пилотировании на всех режимах полета от взлета до посадки, для автоматизации управления самолетом на этапах набора высоты, маршрутного полета и снижения по сигналам систем навигационно-пилотажного комплекса, а также для обеспечения автоматического и директорного управления самолетом при заходе на посадку.

Система управления самолетом соответственно работает в следующих режимах:

— режим штурвального управления — режим, при котором управление самолетом производится первым или вторым пилотом обычным перемещением командных рычагов (колонок, штурвалов, педалей) при работе комплекса автоматов системы АБСУ-154;

— режим полуавтоматического управления — режим, при котором пилот управляет самолетом (при помощи тех же командных рычагов) по положению командных стрелок пилотажно-командного прибора или по другим навигационно-пилотажным приборам при одновременной работе системы АБСУ-154;

— режим автоматического управления — режим, при котором самолетом управляет автоматическая система АБСУ-154 совместно с пилотажно-навигационным комплексом.

Система управления рулями высоты и направления, элеронами, и элеронами-интерцепторами служит для управления самолетом относительно его трех взаимно перпендикулярных осей. Органы управления этих систем — руль высоты, руль направления, элероны и элерон-интерцепторы являются основными органами управления самолета. Управление основными органами управления двойное: у каждого пилота имеются командные рычаги этих систем, установленные на пультах первого и второго пилотов перед сиденьем каждого из них, и управление может производиться одновременно двумя пилотами и раздельно — первым или вторым.

Особенностью системы управления самолетом является применение необратимого бустерного управления основными органами управления без использования ручного (ножного) управления, т. е. управления, при котором органы управления отклоняются с помощью мускульной силы пилотов, даже в качестве аварийного. Управление основными органами осуществляется постоянно включенными рулевыми приводами — необратимыми гидроусилителями, которые, отклоняя рули, элероны и элероны-интерцепторы, принимают на себя полностью всю нагрузку от аэродинамических сил, действующих на органы управления. Входные звенья рулевых приводов кинематически связаны одинарной жесткой проводкой с соответствующими командными рычагами и управляются от их перемещения или от рулевых агрегатов системы АБСУ-154. Проводка управления конструктивно 'выполнена из соединенных между собой тонкостенных дуралюминовых тяг, подвешенных к конструкции самолета на качалках или роликовых направляющих. Достоинством жесткой проводки, является отсутствие ее вытяжки при эксплуатации, что повышает чувствительность управления. Это особенно важно при бустерном управлении. Для вывода проводки из герметической части фюзеляжа в негерметическую хвостовую часть фюзеляжа и крыло установлены герметические выводы, уменьшающие утечку воздуха в атмосферу.

В проводки управления рулями и элеронами последовательно включены электрогидравлические рулевые агрегаты РА-56В-1, являющиеся исполнительными механизмами системы АБСУ-154.

Так как при применении необратимых гидроусилителей нагрузка от аэродинамических сил не передается на командные рычаги пилотов, то нагрузка на них создается искусственно с помощью пружинных загружателей. При необходимости уменьшить усилия на командных рычагах от пружинных загружателей используются электромеханизмы триммерного эффекта (триммирующие механизмы).

Применение бустерного управления на самолете позволило использовать автоматические системы для улучшения характеристик устойчивости и управляемости. Это совместно с искусственной загрузкой командных рычагов дало возможность получить требуемые характеристики устойчивости и управляемости независимо от величин шарнирных моментов и стабилизировать их для различных режимов полета посредством создания наиболее благоприятной закономерности изменения усилий по ходу командных рычагов, что обеспечивает не только безопасность полета, но и высокий уровень комфорта и упрощение техники пилотирования. Рулевые приводы установлены непосредственно у органов управления и этим значительно уменьшили их просадку под аэродинамической нагрузкой и увеличили тем самым фактические углы их отклонения, что повысило эффективность органов управления. Установка рулевых приводов непосредственно у органов управления улучшила также противофлаттерные характеристики органов управления и позволила нагрузить проводку управления от пилотов до рулевых приводов относительно небольшими усилиями, что повысило жесткость проводки. При этом ликвидирована система стопорения органов управления, так как рулевые приводы обеспечивают их необходимую фиксацию и демпфирование. Так как всю аэродинамическую нагрузку воспринимают рулевые приводы, то на органах управления отсутствуют триммеры и флетнеры.

Безотказность бустерного управления достигнута путем применения трехканальных рулевых приводов и тройного резервирования их системы гидропитания, причем все резервные системы постоянно включены в работу. Камеры рулевых приводов разделены между собой и каждая из них питается от одной из трех независимых гидросистем. При таком резервировании в случае отказа какой-либо гидросистемы или канала рулевого привода не требуется применения каких-либо устройств автоматического подключения резервной системы, и отсутствие этих устройств повышает надежность всей системы. При одном отказе гидросистемы или канала рулевого привода сохраняется нормальное управление основными органами управления на всех режимах полета. При возникновении одновременно двух отказов управление основными органами также сохраняется нормальным на всех режимах полета с некоторым ограничением максимальных углов отклонения элеронов и руля направления на посадке.

Основные данные системы управления

Максимальные углы отклонения:

	Угловые размеры, град	Линейные размеры, мм
элерона:		
вверх	20±1	143±7
вниз	20±1	143±7
элерона-интерцептора вверх	45±2	413 ±20
руля высоты (угол стабилизатора —1,5°):		

вверх	29±1	142±5
вниз	16 ±1	79 ±5
руля высоты (угол стабилизатора —7°):		
вверх	29±1	142±5

	Угловые размеры, град	Линейные размеры, мм
вниз	14,5±1	75±5
руля направления:		
вправо	25 ±1	558±22
влево	25± 1	558±22
интерцептора среднего вверх	45±1	435±10
интерцептора внутреннего вверх	50±1	721±15

Угол отклонения стабилизатора:

в полете — 7

на взлете — посадке — 1>5

Время перемещения стабилизатора на земле на полный диапазон углов, с:

от двух электродвигателей электромеханизма МУС-ЗПТВ — не более 27,5

от одного электродвигателя электромеханизма МУС-ЗПТВ — не более 55

Углы отклонения внутренних закрылков в направлении полета (по индикатору):

в полете (убранное положение) — 2°±10'

на посадке — 45°± 1°

на взлете — 28°±1,5°

Время уборки и выпуска закрылков на полный угол на земле при давлении в гидросистемах 210^{+10}_{-7} кгс/см^2, при работе рулевого привода РП-60-1, с:

от двух гидросистем — не более 20^{+3}_{-2}

от одной гидросистемы — не более 40^{+6}_{-4}

Углы отклонения предкрылков на взлете и посадке:

внутреннего — 20°±20'

среднего — 20°±20'

внешнего — 16°±20'

Время уборки и выпуска предкрылков на земле, с:

от двух электродвигателей электромеханизма ЭПВ-8П — не более 15

от одного электродвигателя электромеханизма ЭПВ-8П — не более 30

Отклонение элеронов и рулей от рулевого агрегата РП-56В-1:

элерона:		
вверх	8±1	58±7
вниз	8±1	58±7
руля высоты (угол стабилизатора —1,5°):		
вверх	10±1	40,5±4
вниз	10±1	40,5±4
руля направления:		
вправо	10±1	226±22
влево	10±1	226±22

Отклонение рычагов управления:

штурвала управления элеронами — ±125° ±6°30'

колонки управления рулем высоты:

на себя — 14°40'±30'

от себя — 8°10'±30'

Педали управления рулем направления, мм ..... 115±5

Сила трения в системах управления, кгс:

руля высоты..... не более 5

руля направления ..... не более 8

элеронов..... не более 4

Диаметр тросов, мм:

элеронов..... 4,5

управления средними интерцепторами 2,5

Натяжение тросов (при *t*= + *20°C),* кгс:

элеронов..... 70±5

средних интерцепторов..... 30±3

Примечания.

1. Замеры угловых отклонений производятся перпендикулярно оси вращения органов управления.
2. Места замеров линейных отклонений рулей, элеронов и интерцепторов указаны в разделе «Особенности технического обслуживания систем управления».
3. Замеры производятся без учета ножей рулей и элеронов.
4. Допустимая разность отклонений не должна превышать:

— у штурвала управления элеронами вправо — влево — 6°30';

— у правой и левой педали — 5 мм.

5. Замеры линейных отклонений колонки управления и педалей производятся параллельно линии пола.
6. При отклонении элерона вверх на углы от 0° до —1,5° элерон-интерцептор остается неподвижным. При отклонении элерона вверх на 20° элерон-интерцептор отклоняется вверх на 45°.

Для систем управления самолетом принято общепризнанное правило: при отклонении рычага управления самолет должен перемещаться в направлении движения этого рычага.

3.2. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕМ ВЫСОТЫ

Система управления рулем высоты предназначена для штурвального и автоматического управления самолетом в вертикальной плоскости и обеспечивает отклонение руля высоты пилотами и рулевым агрегатом АБСУ-154 РА-56В-1 с помощью двух постоянно включенных рулевых приводов РП-56.

Система управления рулем высоты состоит (рис. 3.1) из двух колонок управления *6,* проводки управления, взлетно-посадочного (основного) загружателя *11,* полетного загружателя *12,* механизма включения полетного загружателя *10,* электромеханизма триммерного эффекта *9,* следящей тяги *4,* датчиков *3* и *7,* рулевого агрегата РА-56В-1 *26,* двух рулевых приводов РП-56. Проводка управления передает движение от колонок и рулевого агрегата РА-56В-1 к входным рычагам рулевых приводов РП-56. К проводке управления относятся тяги *15, 28, 31, 33,* направляющие тяг *18,* качалки *20, 22, 29* и поводки *19, 23,* ограничители отклонения руля высоты *17, 27,* дифференциальная качалка *25,* пружинные тяги *30,* герметический вывод *21.*

Управление рулем высоты осуществляется как одновременно, так и раздельно — первым или вторым пилотом с помощью двух колонок *6.* Колонки смонтированы на пультах управления первого и второго пилотов перед сиденьем каждого из них. Пульт представляет собой раму *1* из магниевого сплава, на которой помимо колонок смонтированы механизм педалей и механизм их регулировки, механизм управления тормозами шасси. На левом пульте дополнительно смонтирован механизм стояночного торможения, на правом — полетный загружатель руля направления и механизм его включения. Монтаж и демонтаж пультов производится в собранном виде (с колонками

управления, механизмами педалей и т. п.), что значительно уменьшает трудоемкость этих работ на самолете. Рамы пультов крепятся на продольных балках пола. Колонки управления *6* рулем высоты соединяются карданным валом *2*, расположенным по оси их вращения и присоединенным с помощью карданных узлов к основаниям колонок. К валу присоединен груз *13* для балансировки массы проводки управления рулем высоты.

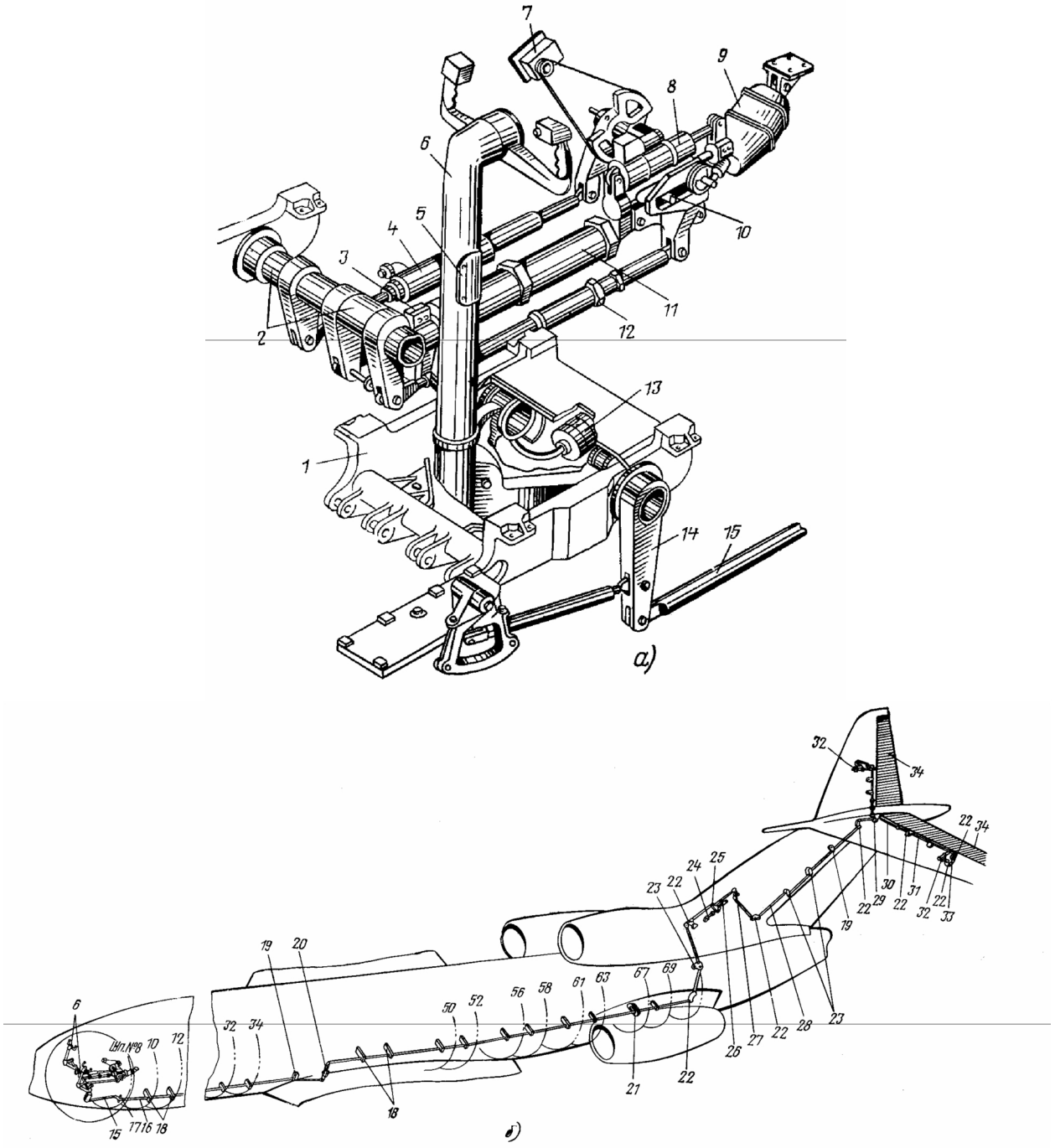


Рис. 3.1. Система управления рулем высоты:
а—элементы системы управления в кабине пилотов; б— общий вид;
1—рама левого пульта управления; 2—карданный вал; 3—датчик ДПС-2; 4—следящая тяга; 5— крышка; 6—колонка управления; 7—датчик ЦПС-1; 8— электромеханизм МП-100МТ-40 включения полетного загружателя; 9—электромеханизм МЭТ-4Б-45 триммерного эффекта загружателей; 10—механизм включения полетного загружателя; 11—взлетно-посадочный загружатель; 12—полетный загружатель; 13—балансировочный груз; 14—рычаг; 15, 16, 28, 31, 33—тяги; 17, 27—ограничители

отклонения руля высоты; 18—направляющие тяг; 19, 23— поводки; 20—коромысловая качалка; 21—герметический вывод; 22, 29—качалки; 24—центрирующая тяга; 25—дифференциальная качалка; 26—рулевой агрегат РА-56В-1; 29—трехплечая качалка; 30—пружинная тяга; 32— рулевой привод РП-56; 34— руль высоты

Колонка управления (рис. 3.2) состоит из штурвала *4*, головки *1*, трубы *13*, колена *16* и секторной качалки *19*. Соединение головки и колена с трубой осуществлено с помощью заклепок. В головке на двух шарикоподшипниках вращается ось *15*. На консольном конце оси с помощью двух шпонок закреплен штурвал. От осевого перемещения штурвал удерживается гайками. Основание колонки представляет собой колено с двумя приливами и вертикальной втулкой для соединения с трубой *13*. На левой колонке в левый прилив вставляется втулка, в правый прилив — карданная вилка. На правой колонке установка втулки и карданной вилки производится по отраженному виду. Карданные вилки соединяются между собой карданным валом, а втулки вставляются в отверстия опорных подшипников. На нижней части трубы колонки закреплен чехол из текстолита, нижняя часть которого прикреплена к окантовке выреза пола под основание колонки Вся сборка подвижных деталей колонки производится на смазке ЦИАТИМ-201. На левом пульте колонка имеет рычаг *14* (см. рис. 3.1), соединенный с тягой *15* проводки управления.

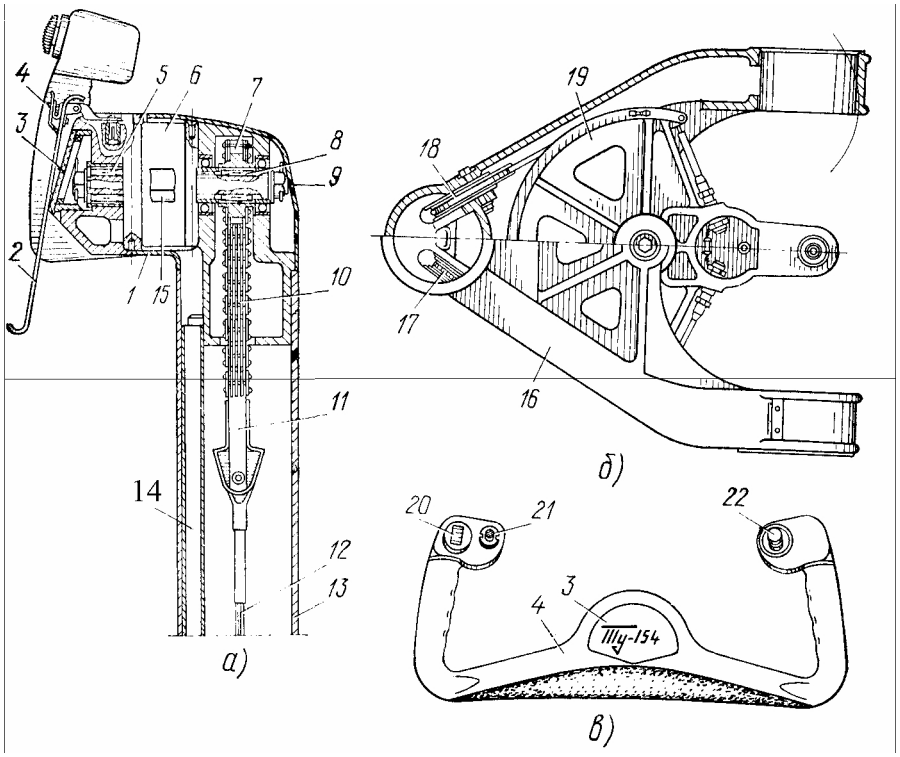


Рис. 3.2. Колонка управления:
а—разрез головки колонки управления; б—основание колонки; в—штурвал первого пилота; 1—головка; 2—планшет; 3—крышка; 4—штурвал; 5, 8—шпонка; 6—токосъемник ТКШ-1; 7—звездочка; 9—кожух; 10— цепь; 11—наконечник; 12—трос; 13—труба; 14—защитная труба; 15—ось; 16—колено; 17, 18—ролики; 19—секторная качалка; 20—кнопка 2КПН; 21— кнопка КНР «Радио»; 22—кнопка КБО

Тяги, из которых образована проводка управления, представляют собой дуралюминовые трубы *5* (рис. 3.3) из материала Д16-Т, в оба конца которых запрессованы стаканы с ушковыми *7*, вильчатыми *6* или резьбовыми *1* наконечниками. Стаканы

соединяются с трубами трубчатыми заклепками *4*. В ушковых наконечниках тяг запрессованы сферические шарикоподшипники с выступающими втулками.

В проводке управления применены регулируемые по длине и нерегулируемые (глухие) тяги. Всего в проводке управления 39 тяг, из которых регулируемых —21. Регулируемые тяги необходимы для регулировки взаимного положения командных рычагов и соответствующих органов управления путем изменения длин тяг. Регулировка длины тяги достигается ввинчиванием или вывинчиванием резьбового наконечника. При этом необходимо обращать внимание на выход резьбового наконечника из стакана тяги, не допуская его выхода за пределы контрольного отверстия на стакане тяги. После изменения длины тяги необходимо затянуть контргайку на наконечнике тяги.

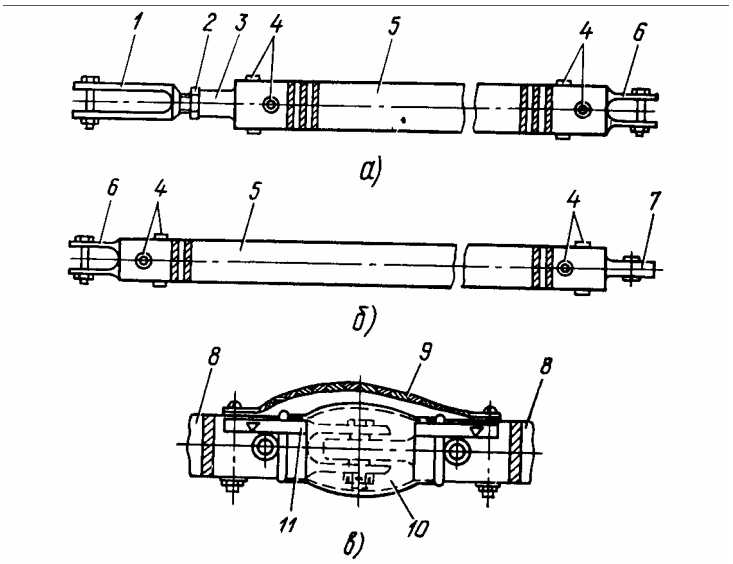


Рис. 3.3. Тяга проводки управления:
а—регулируемая тяга; б—нерегулируемая тяга; в—типовое соединение тяг; 1—вильчатый резьбовой наконечник: 2—контргайка- 3—стакан; 4—заклепка; 5—труба; 6—вильчатый наконечник; 7—ушковый наконечник; 8—тяга; 9—перемычка металлизации; 10—чехол; 11—наклейка

Трубы тяг анодируют, внутренние и внешние поверхности покрывают грунтом. Тяги соединяются между собой и с качалками при помощи болтов; вертикально расположенные болты необходимо располагать головками вверх, горизонтально расположенные — головками к левому борту фюзеляжа. Шарнирные соединения тяг смазываются смазкой ЦИАТИМ-201 и закрываются защитными резиновыми чехлами, покрытыми сверху капроновой тканью. В местах установки чехлов на тяги для уменьшения трения резины по металлу наносится смазка ЦИАТИМ-201. Маркировка на тягах выполнена на обоих концах трубы черной эмалевой краской в виде трех колец шириной 5 мм. В средней части трубы, также черной краской наносится полный номер чертежа тяги. Тяги проводки управления рулем высоты проложены по левому борту самолета под полом кабины экипажа и пассажирского салона. На участке между шпангоутами № 10—28 и 44—46 тяги проложены в роликовых направляющих *18* (см. рис. 3.1), общих для проводок управления рулем направления и элеронами. На участке проводки между шпангоутами № 32—34 и 50—63 тяги проложены в роликовых направляющих, общих для тяг проводки управления рулем направления. На участках проводки между шпангоутами № 34—44 тяги поддерживаются поводком *19,* установленным между шпангоутами № 37—38 и коромысловой качалкой *20,* закрепленной в кронштейне на шпангоуте № 41. Роликовые направляющие установлены на поперечных балках шпангоутов.

За герметическим выводом в хвостовой части фюзеляжа конец штока герметического вывода соединен тягой с качалкой *22,* установленной на шпангоуте № 71, от которой идет тяга к нижнему шарниру поводка *23,* расположенному на шпангоуте № 72. Верхний шарнир поводка соединен тягой с качалкой *1* на первом лонжероне киля (рис. 3.4). Качалка *1* соединена тягой *2* с дифференциальной качалкой *3* установки рулевого агрегата РА-56В-1. С помощью ограничителя отклонения 5 и качалки *6* тяги переходят на третий лонжерон киля, где они поднимаются вверх к стабилизатору на трех поводках *8, 9* и соединяются с трехплечей качалкой *11,* закрепленной на стабилизаторе. К шарнирам трехплечей качалки *8* (рис. 3.5) присоединены пружинные тяги *3,* вторые концы которых соединены с качалками 7. Между нервюрами № 11 и 12 на втором лонжероне стабилизатора установлены рулевые приводы *6* (рис. 3.6), штоки которых присоединены к кронштейнам *7* руля высоты. Выходные плечи качалок *4* соединены с входным рычагом *2* рулевых приводов *6* регулируемыми тягами *3.*

Роликовые направляющие предотвращают провисание и вибрацию тяг и повышают их устойчивость при продольном изгибе. Роликовая направляющая представляет собой отлитый из магниевого сплава корпус 1, на котором под углом 120° расположены три пары ушков *2* (рис. 3.7). В ушках на болтах свободно вращаются текстолитовые ролики *3.* Ролик выполнен из латунной втулки, двух запрессованных в нее шарикоподшипников, распорного кольца и текстолитовой облицовки втулки.

Качалки и поводки служат для изменения направления движения тяг и изменения передаточного числа в проводке управления. Наиболее характерными являются коромысловая качалка *20* и трехплечая качалка *29* (см. рис. 3.1). Качалка *20* обеспечивает нейтральность проводки управления при изменении температурного режима фюзеляжа. Это достигается тем, что проводка в носовой части фюзеляжа до этой качалки движется в противоположном направлении по отношению к движению проводки в хвостовой части фюзеляжа за этой качалкой. Поэтому изменение длины проводки от нагрева или охлаждения приводит к повороту качалки при сохранении взаимного положения колонки управления и входных рычагов рулевых приводов РП-56 и, следовательно, руля высоты. Трехплечая качалка служит для разветвления проводки к рулям высоты. Она установлена на левой половине третьего лонжерона стабилизатора.

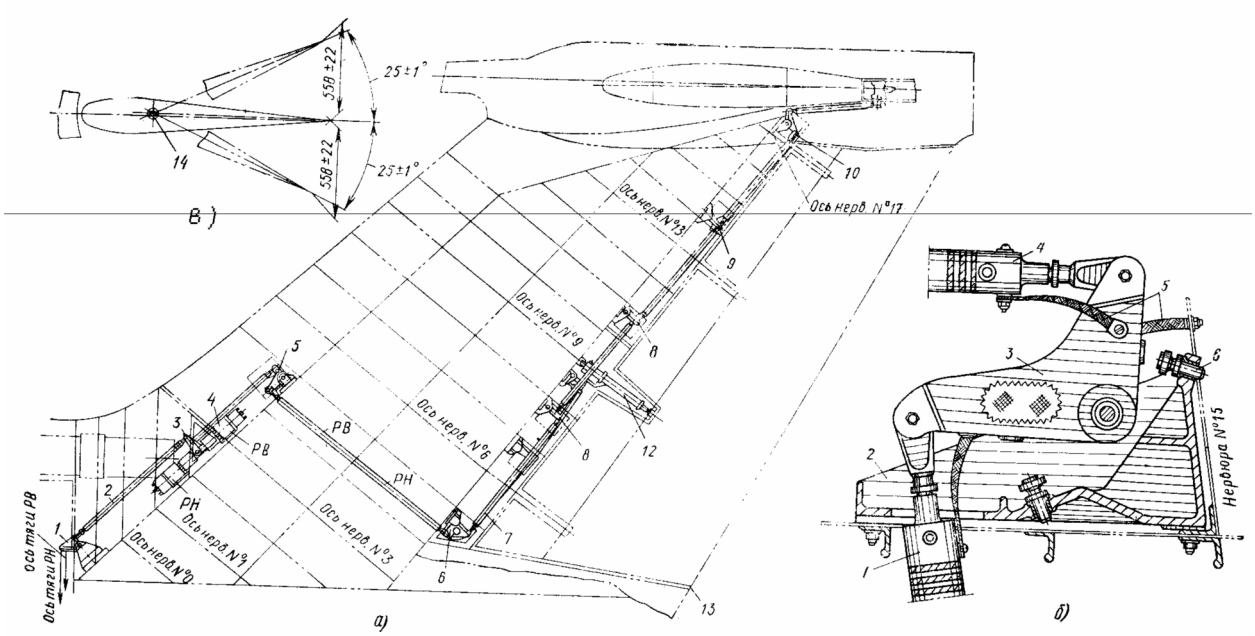


Рис. 3.4. Проводка управления:
а— проводка управления рулем высоты в киле:
1, 6, 10—качалки; 2, 7—тяги 3—дифференциальна качалка; 4— рулевой аппарат РА-56В-1; 5— ограничитель отклонения; 8, 9—поводок; 11— трехплечая качалка; 12—

рулевой привод руля направления 13—место замера отклонения руля направления; 14— ось вращения руля направления;
б—ограничитель отклонения руля высоты:
1, 4—тяги; 2—кронштейн; 3— качалка; 5—перемычка металлизации; 6—упор;
в—схема замера отклонения руля направления

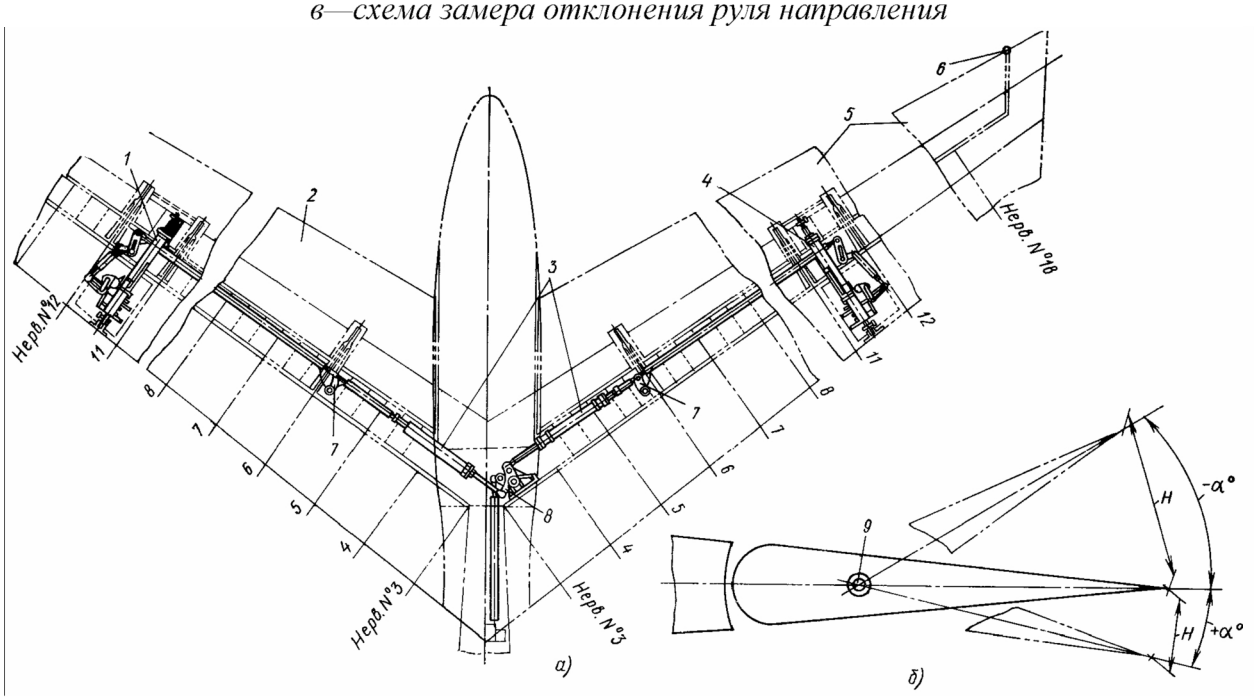


Рис. 3.5. Проводка управления рулем высоты в стабилизаторе:
а—проводка управления; б—схема замера отклонения руля высоты; 1, 4—рулевые приводы РП-56; 2, 5—руль высоты; 3—пружинная тяга; 6—место замера отклонения руля высоты; 7—качалка; 8—трехплечая качалка; 9—ось вращения руля высоты

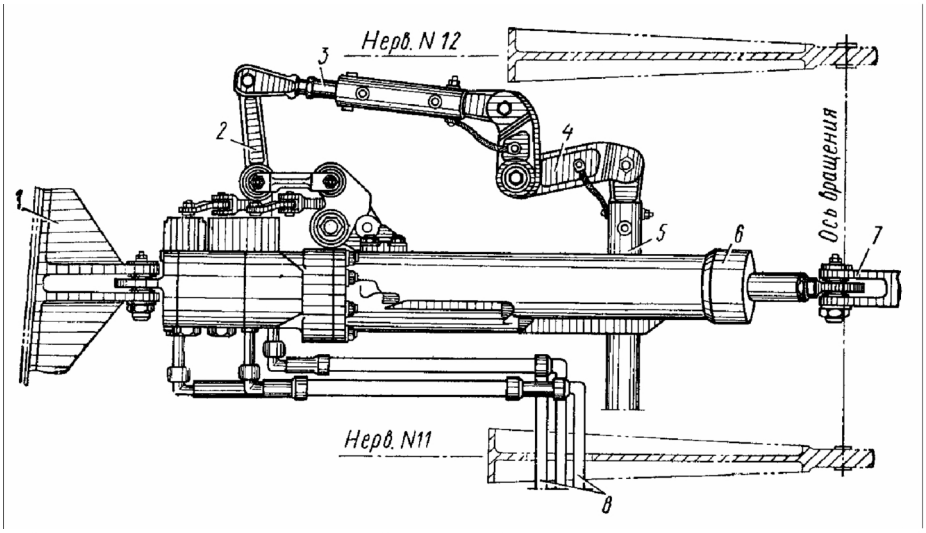


Рис. 3.6. Установка рулевого привода РП-56 (на правой половине стабилизатора):
1, 7—кронштейны; 2—входной рычаг рулевого привода РП-56; 3—регулируемая тяга; 4— качалка; 5—тяга; 6—рулевой привод РП-56; 8—трубопровод

Дифференциальная качалка служит для подключения к проводке управления рулевого агрегата РА-56В-1 по так называемой дифференциальной схеме, при которой перемещение входного звена рулевого привода равно сумме двух независимых перемещений — от колонки управления и от рулевого агрегата, при этом перемещения, выдаваемые рулевым агрегатом, не передаются на командные рычаги пилотов.

Установка рулевого агрегата РА-56В-1 в проводке управления рулем высоты (рис. 3.8) аналогична для руля направления и элеронов. Установка состоит из рулевого агрегата РА-56В-1, кронштейна *10* и дифференциальной качалки. Дифференциальная качалка состоит из поводка *3*, смонтированного на кронштейне *2*, коромысловой качалки *4* и центрирующей тяги *5*, шарнирно закрепленной на кронштейне *1*. Коромысловая качалка может свободно вращаться внутри поводка относительно оси *II— II*, а ее нижний шарнир, соединенный звеном *8* с рулевым агрегатом, находится на оси *I—I*. Если управление осуществляется пилотами, поводок совместно с коромысловой качалкой будет поворачиваться тягой *6* относительно оси *I—I* как одна целая качалка, и движение будет передаваться далее тягой 7. Если рулевой агрегат работает, то перемещение его выходного звена в ту или иную сторону через соединительное звено будет передано на нижний шарнир коромысловой качалки. Это перемещение заставит отклониться коромысловую качалку относительно оси *II—II* и переместит тягу 7 в требуемом направлении. При этом поводок *3* и проводка, идущая от него к пилотам, будет оставаться неподвижными

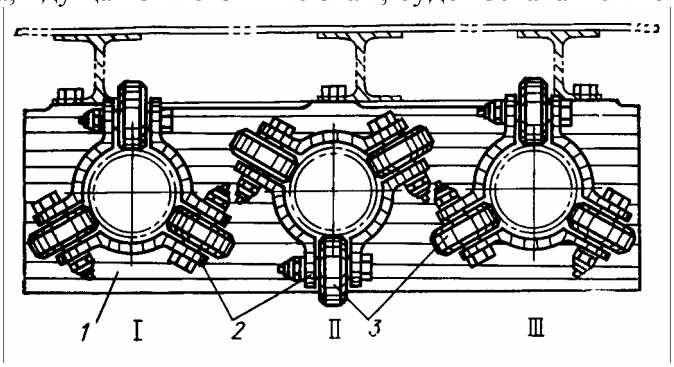


Рис. 3.7. Типовая установка роликовой направляющей:
I—управление рулем высоты; II—управление рулем направления; III—управление элеронами;
1—корпус; 2—ушко; 3—ролик

При одновременной работе и пилотов, и рулевого агрегата будет происходить одновременно поворот поводка относительно оси *I—I* и коромысловой качалки относительно оси *II—II*. Эти движения будут суммироваться и перемещение тяги *7* будет соответствовать полученному суммарному, перемещению, причем движения от пилота и рулевого агрегата могут как складываться, так и вычитаться. Ходу штока рулевого агрегата РА-56В-1 на выпуск соответствует отклонение руля высоты вниз, ходу штока на уборку — отклонение руля высоты вверх.

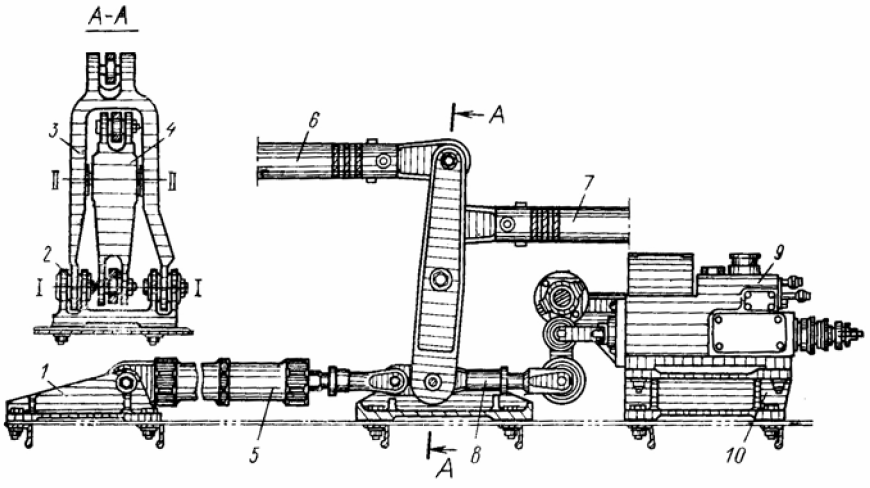


Рис. 3.8. Установка рулевого агрегата РА-56В-1:

1, 2, 10—кронштейны; 3—поводок; 4—коромысловая качалка; 5-—центрирующая пружинная тяга; 6, 7—тяги; 8—соединительное звено; 9—рулевой агрегат РА-56В-1

Выходное звено рулевого агрегата РА-56В-1 соединительным звеном *8* соединено не только с качалкой *4,* но и с центрирующей пружиной тягой *5*, которая служит для возвращения в нейтральное положение и удержания в этом положении выходного рычага рулевого агрегата в случае выключения системы АБСУ-154 или отказа в работе рулевого агрегата, и этим будет обеспечена возможность управления без использования автоматических средств. При нормальной работе перемещение выходного звена рулевого агрегата РА-56В-1 всегда сопровождается обжатием центрирующей пружинной тяги. Центрирующие тяги (рис. 3.9) установки рулевых агрегатов руля высоты, руля направления и элеронов конструктивно не отличаются от пружинных тяг, системы управления рулем высоты, за исключением размеров деталей, типов ввертываемых наконечников и материалов деталей.

Пружинные тяги встроены в проводку, соединяющую правую и левую половины руля высоты (см. рис. 3.5), и предназначены для повышения надежности системы управления путем обеспечения возможности управления одной половиной руля высоты в случае заклинивания его другой половины или ее рулевого привода или проводки управления в стабилизаторе.

Пружинная тяга (рис. 3.10) состоит из цилиндра *9,* гайки *5* и стакана *11.* Внутри цилиндра расположены вкладыши *7*, *10* и пружина *8* в обжатом состоянии. В отверстия вкладышей вставлен шток *3* с кольцевым буртиком. При нейтральном положении штока этот буртик находится в сцеплении с внутренним буртиком вкладыша *10.* На наружную часть штока навернута гайка *4* до плотного соприкосновения с вкладышем *7*. Пружина *8* изготовлена из стали 50ХФА и имеет предварительное обжатие 80±4 кгс, чтобы пружинная тяга в нормальных условиях работала как жесткая. Для устранения поперечного смещения и обеспечения зазоров между цилиндром и пружиной опорные витки пружины центрируются на ступицах вкладышей.

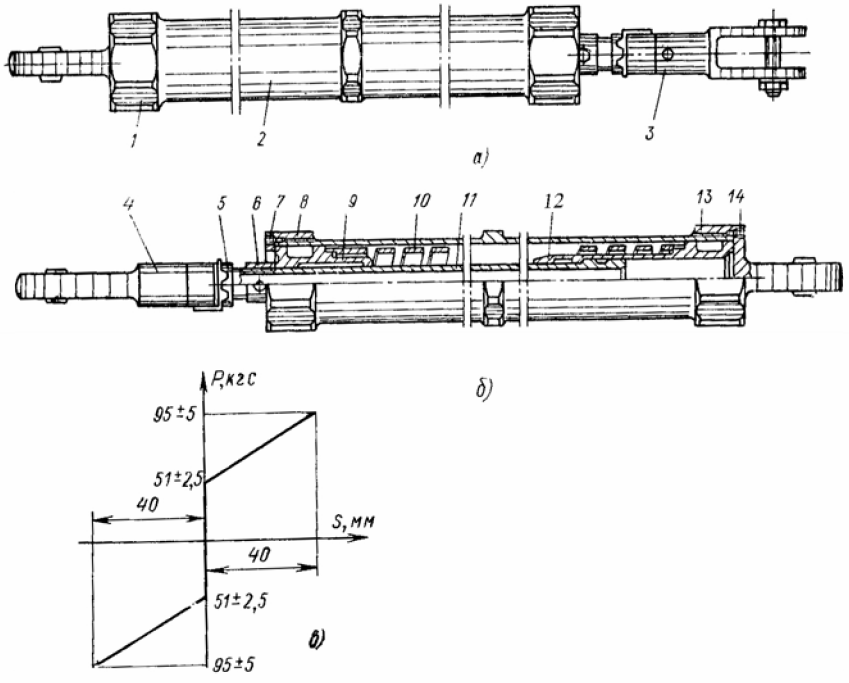


Рис. 3.9. Центрирующая тяга:
а—руля высоты и руля направления; б— элеронов; в—график работы центрирующей пружинной тяги; 1, 13—ушковые гайки; 2—цилиндр; 3, 4— наконечники; 5— контргайка; 6, 8—гайки; 7, 14—штифты; 9, 12—вкладыши; 10—пружина; 11—шток

При растяжении тяги обжатие пружины будет производиться вкладышем *10*, при сжатии — вкладышем *7*. В случае заклинивания одной половины руля высоты для отклонения второй пилоты вынуждены будут обжимать пружинную тягу, усилие от которой будет передано на колонки управления.

Герметический вывод предназначен для вывода проводок управления рулем высоты и рулем направления из герметического фюзеляжа в его негерметическую часть. Он установлен на задней стенке герметического шпангоута № 67а. Герметический вывод имеет корпус *1* (рис. 3.11), куда запрессованы две стальные обоймы *3*, внутри которых вставлены сферические вкладыши *4*, допускающие возможность свободной ориентировки внутренних корпусов *6*, запрессованных в сферические вкладыши. Для устранения осевого перемещения сферические вкладыши затягиваются на внешней поверхности внутренних корпусов с помощью распорных втулок *5* и гаек *7*.

Корпус *6* имеет три проточки, в которые устанавливаются войлочные уплотнения *8*, *12* и резиновое кольцо *15*, препятствующие попаданию в корпус пыли и влаги и обеспечивающие надежную герметизацию вывода. Войлочные уплотнения для создания необходимых зазоров затягиваются зажимными гайками *9* и *11*. На внутренний корпус (со стороны герметического фюзеляжа) поставлен резиновый фланец *13*, который крепится на корпусе хомутом *14*, а фланцевая часть с помощью кольца закрепляется на обойме *3* штифтами *10*.

Для смазки шаровых опор имеются две масленки *2*.

Внутри корпусов *6* вставлены штоки тяг управления рулями. Штоки полированы и хромированы, благодаря чему достигается небольшое трение и достаточная герметичность.

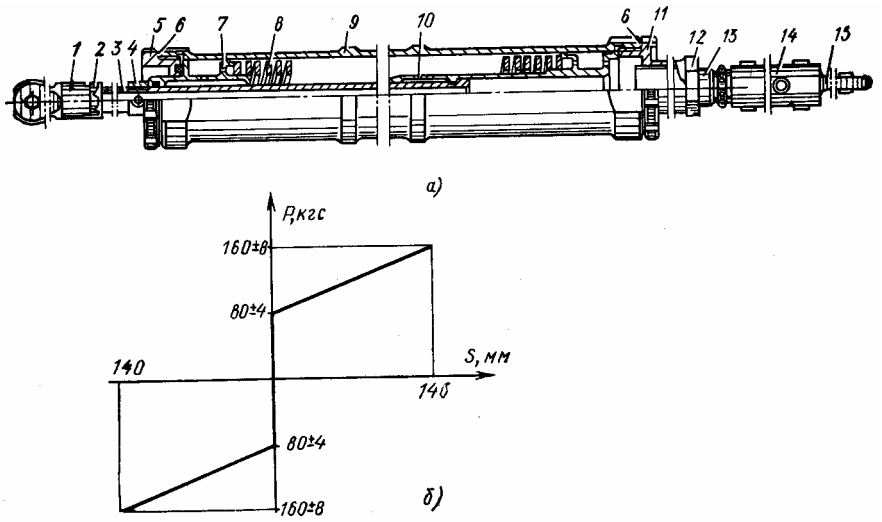


Рис. 3.10. Пружинная тяга руля высоты:
а—пружинная тяга; б—график работы пружинной тяги; 1, 15— наконечники; 2, 12— контргайки; 3—шток; 4, 5—гайки; 6—контровочная шайба; 7, 10—вкладыши; 8—пружина; 9—цилиндр; 11— стакан; 13—хвостовик; 14—труба

Для создания герметичности между фланцем гермовывода и кронштейном прокладывается уплотнительная лента, а контур корпуса промазывается тиоколовой замазкой. Доступ к герметическому выводу со стороны негерметической части фюзеляжа осуществляется через люки в вертикальной стенке заднего багажного помещения.

Проверка усилий трения в гермовыводе производится трижды на каждом штоке. Нагрузка для преодоления усилия трения прикладывается по оси штока. Максимальное допустимое отклонение динамометров от оси штока не должно превышать 3°.

Ограничение отклонения руля высоты обеспечивается упорами на узле управления *17* (см. рис. 3.1), расположенном на шпангоуте № 8, и на узле управления *27*, расположенном на первом лонжероне киля. Упоры предназначены для ограничения

отклонения колонки и ограничения углов отклонения руля высоты от рулевого агрегата РА-56В-1.

Конструкция упоров узла управления на шпангоуте № 8 аналогична конструкции упоров узла на киле (см. рис. 3.4,6). В приливах кронштейна *2* установлено два регулируемых упора *6,* в головки которых вставлены резиновые пробки для смягчения удара качалки по упорам. Регулировка упоров на шпангоуте № 8 должна обеспечивать отклонение руля высоты в пределах нормы при сохранении зазоров между трассой управления и конструкцией самолета. Регулировка упоров на киле должна обеспечивать такое положение поршня рулевого привода РП-56, при котором он не доходит до дна цилиндра на величину, соответствующую не менее 20' угла отклонения руля высоты.

Взлетно-посадочный пружинный загружатель. Имитация усилий от аэродинамической нагрузки на руле высоты осуществляется с помощью взлетно-посадочного пружинного загружателя *11* (см. рис. 3,1). Загружатель постоянно включен в систему управления как на земле, так и в полете.

Соединение загружателя с проводкой осуществляется следующим образом. На карданном валу *11* (рис. 3:12) закреплен двухушковый поводок *1*; загружатель соединен с ушком поводка *1* и двуплечей качалкой *8,* к которой, в свою очередь, подсоединен электромеханизм МЭТ-4Б-45 *9.* При отклонении колонки управления в любую сторону электромеханизм будет удерживать в неподвижном состоянии качалку *8,* создавая тем самым неподвижную точку опоры для взлетно-посадочного загружателя. Отклонение поводка *1* карданного вала вызывает обжатие пружины загружателя, усилие от которой, передаваясь через карданный вал и колонку на штурвалы, создает имитацию аэродинамической нагрузки.

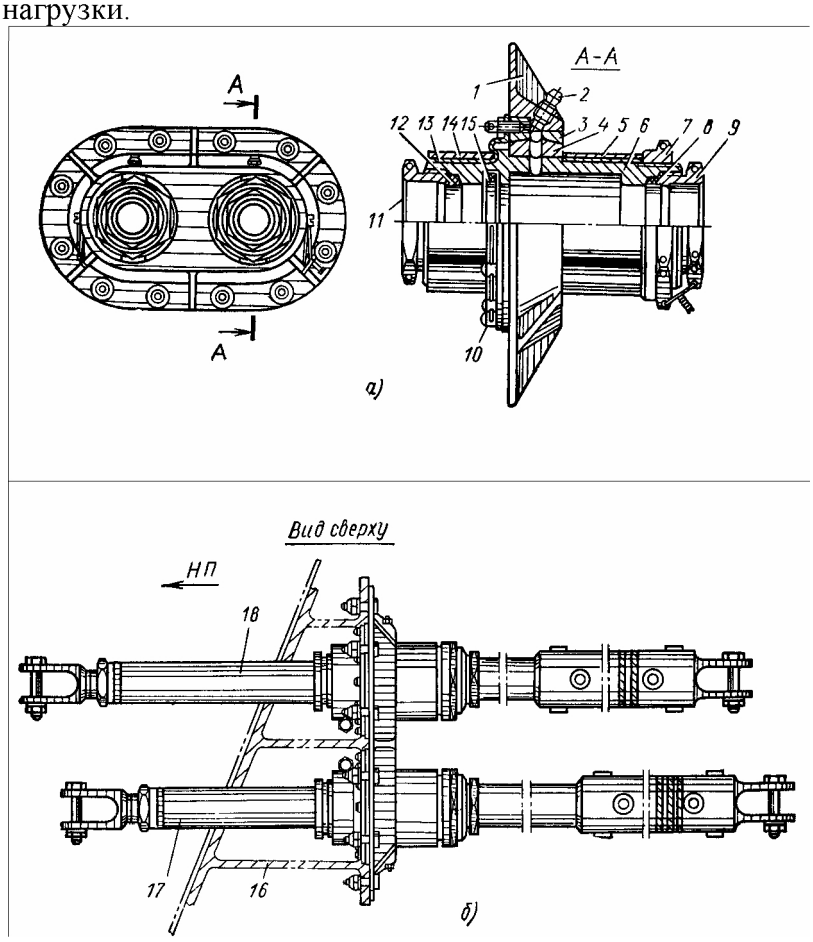


Рис. 3.11. Герметический вывод тяг управления рулями:
а—конструкция герметического вывода; б—установка герметического вывода;
1—корпус; 2—масленка; 3—обойма; 4—вкладыш; 5—втулка; 6—внутренний корпус; 7—гайка; 8, 12—войлочные уплотнения; 9, 11—гайки; 10—штифт; 13—резиновый фланец; 14—хомут; 15—резиновое кольцо; 16—кронштейн; 17—шток РВ;

18—шток РН

Внутри цилиндра установлены два вкладыша *8, 12* (рис. 3.13). В кольцевые проточки вкладышей запрессованы фторопластовые втулки *7, 15.* Через вкладыши пропущен шток *3.* Во вкладыш *8* шток упирается своим кольцевым выступом, а во вкладыш *12*—втулкой.

Сальник *4* исключает попадание влаги, пыли и механических частиц во внутрь цилиндра.

Между вкладышами расположена пружина *10.* Пружина для повышения коррозионной стойкости покрыта смазкой ЦИАТИМ-201 и для центрирования колонки управления в нейтральном положении имеет предварительное обжатие $45 \pm 2{,}5$ кгс. При растяжении пружинного загружателя обжатие пружины производится вкладышем *12,* при сжатии — вкладышем *8.*

Полетный загружатель служит для ограничения отклонения руля высоты в полете. На режимах взлета и посадки он автоматически отключается от системы управления. Конструкция полетного загружателя аналогична конструкции взлетно-посадочного загружателя и одноименные детали обоих загружателей отличаются друг от друга только конфигурацией и размерами.

При установке в полетный загружатель пружина обжимается до усилия 415 ± 15 кгс. Полетный загружатель соединен с левым ушком поводка *1* (см. рис. 3.12) и рычагом *1* (рис. 3.14) механизма его включения.

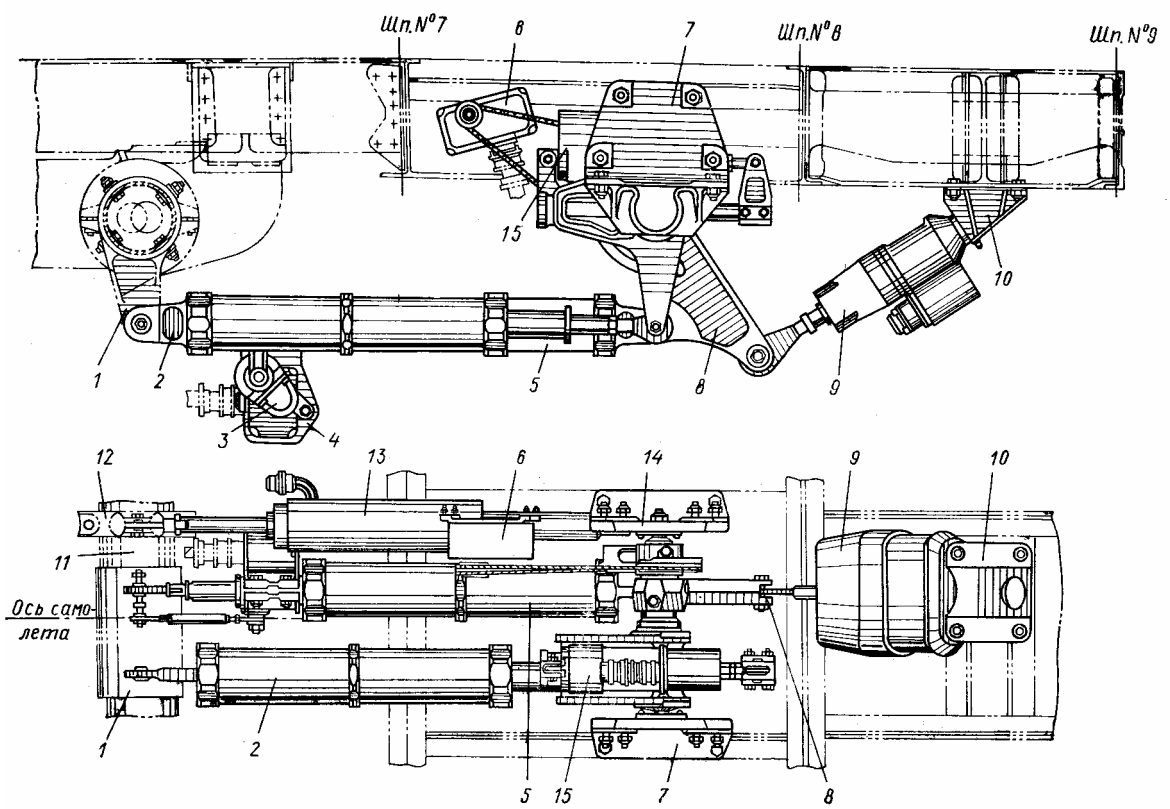


Рис. 3.12. Установка загружателей и следящей тяги руля высоты:

1—поводок; 2—полетный загружатель: 3—редуктор: 4—датчик ДПС-2; 5—взлетно-посадочный загружатель- 6— датчик ДПС-1; 7, 10, 14— кронштейны; 8—двуплечая качалка; 9—электромеханизм МЭТ-4Б-45; 11—карданный вал; 12—одноушковый поводок; 13—следящая тяга; 15—механизм включения полетного загружателя МП-100МТ-40

Механизм включения полетного загружателя служит для включения полетного загружателя в систему управления руля высоты и отключения его автоматически или принудительно. В качестве привода механизма включения используется электромеханизм МП-100МТ-40 *4*. Управление этим электромеханизмом осуществляется автоматически или принудительно в зависимости от положения переключателя *5* (рис. 3.15), установленного на козырьке средней приборной доски пилотов. Этот переключатель служит также для управления электромеханизмом МП-100-30 канала курса. Переключатель может быть установлен в одно из трех фиксированных положений: «Автомат.», «Взлет — посадка» или «Полет». В положении переключателя «Автомат.» электромеханизм обеспечивает автоматическое включение полетного загружателя в систему управления рулем высоты при уборке закрылков и его отключение при их выпуске.

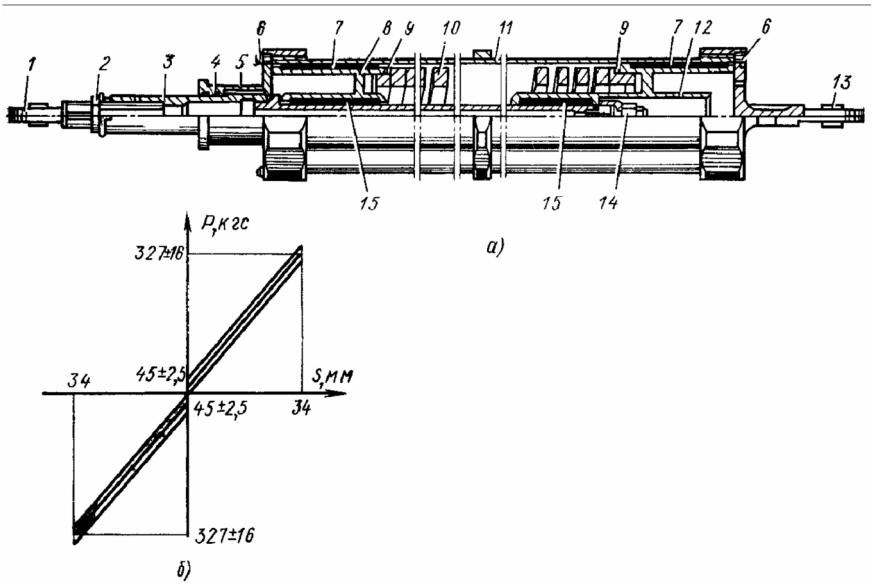


Рис. 3.13. Взлетно-посадочный загружатель руля высоты:
а—загружатель; б—график работы загружателя;
1—наконечник; 2—контргайка; 3— шток; 4—сальник; 5—стакан; 6—штифт; 7, 15—фторопластовые втулки; 8, 12—вкладыши; 9—шайба; 10—пружина; 11—цилиндр; 13—крышка; 14—гайка

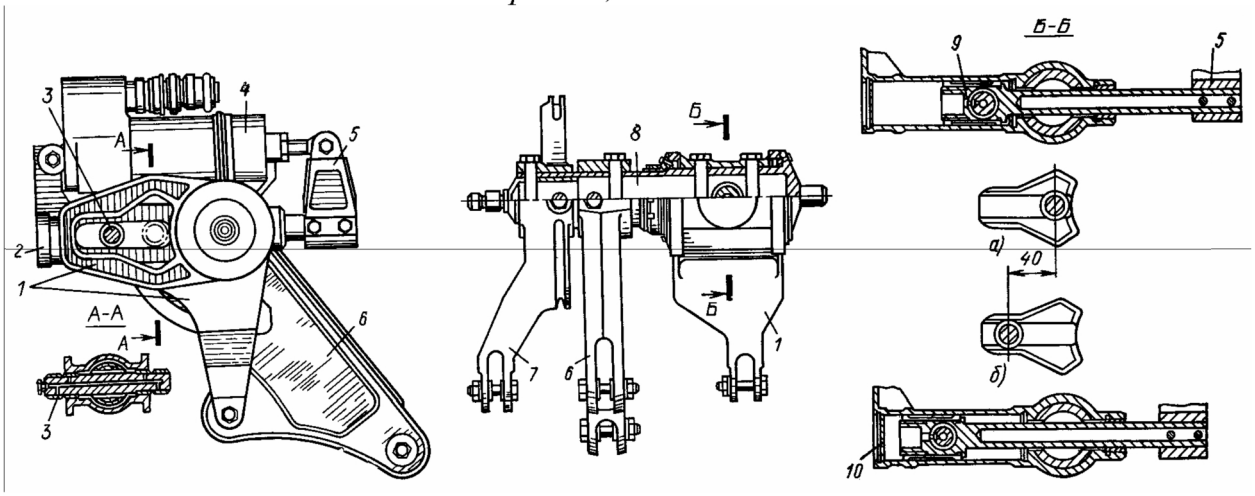


Рис. 3.14. Механизм включения полетного загружателя руля высоты:
а—отключен; б—включен; 1-рычаг с щеками; 2—цилиндр; 3—палец; 4—электромеханизм МП-100МТ-40; 5—рычаг; 6—качалка; 7—рычаг
с сектором; 8—вал; 9—поршень со штоком; 10—заглушка

В положении переключателя «Взлет — посадка» электромеханизм принудительно отключает полетный загружатель от системы управления.

При отказе автоматического включения для принудительного включения полетного загружателя переключатель должен быть установлен в положение «Полет».

Механизм включения полетного загружателя имеет рычаг *1* (см. рис. 3.14), к которому подсоединяется полетный загружатель. Боковые стенки рычага развиты в две щеки с фасонными отверстиями. Рычаг установлен на стальном валу *8* на двух подшипниках, что обеспечивает ему вращение относительно вала. Между щеками рычага на валу с помощью двух болтов закреплен цилиндр *2,* в верхней части которого находится ушко в виде вилки. На боковых поверхностях вилки имеются два продольных сквозных паза. Через эти пазы проходит палец *3,* запрессованный в поршень *9.* Консольные части пальца с насаженными на них втулками находятся в плоскости щек рычага *1.* В цилиндре *2* размещен поршень *9* со штоком, на конце которого закреплен рычаг *5.* К рычагу *5* кренится ушко электромеханизма МП-100МТ-40 *4.* Корпус электромеханизма шарнирно соединен с ушком цилиндра *2*

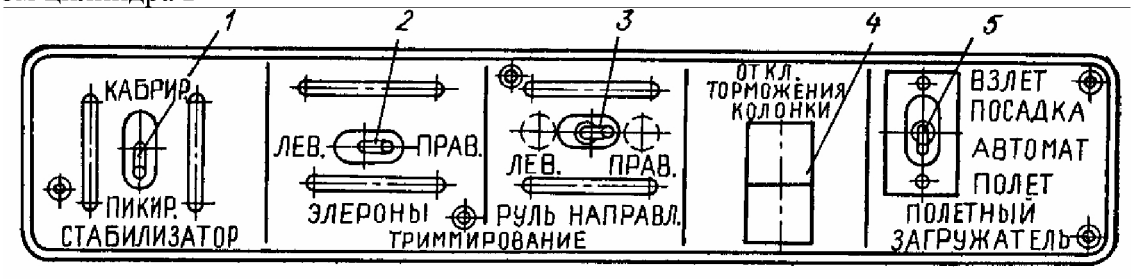


Рис. 3.15. Козырек средней приборной доски пилотов:
1—переключатель ЗППНТ-К управления электромеханизмом МУС-ЗПТВ; 2—переключатель ПНГ-15К управления электромеханизмом триммерного эффекта элеронов; 3-переключатель ПНГ-15К управления электромеханизмом триммерного эффекта руля направления- 4—переключатель ВГ-15 устройства торможения колонки МВД-45-5—переключатель ЗППНТ-К механизмов включения полетных загружателей руля высоты и руля направления

При выпуске (уборке) штока электромеханизма перемещается рычаг *5,* соединенный со штоком поршня *9.*

На валу *8* с заделанными по его концам наконечниками, предназначенными для опоры вала на конструкции самолета, закреплены рычаг *7* и двуплечая качалка *6.* Рычаг служит для подсоединения следящей тяги. Правая часть рычага развита в сектор для подключения в систему управления датчика ДПС-1.

К малому плечу двуплечей качалки подсоединен взлетно-посадочный загружатель, а к большому— электромеханизм триммирования МЭТ-4Б-45.

На рис. 3.14 показано положение механизма, при котором шток электромеханизма *4* убран (что соответствует убранным закрылкам), палец *3* находится в наиболее узком месте отверстий на щеках рычага *1,* где зазоры между ним и кромками отверстий соответствуют ходам колонки управления на себя и от себя до ±60—±80 мм и углу отклонения руля высоты ±8°—9°. При дальнейшем отклонении колонки палец, пройдя зазор, упрется в окантовку отверстия и отклонит рычаг *1*, что вызовет обжатие полетного загружателя и приведет к увеличению усилия на колонке управления. Чем больше поворот вала, тем больше будет обжатие загружателя и, следовательно, усилие на колонке. При выпуске штока электромеханизма на 40 мм (за время 27^{+4}_{-6} с) шток поршня *9* с пальцем *3* переместится в правую сторону на 40 мм. В этом положении зазоры между пальцем и окантовкой отверстий на щеках соответствуют полному отклонению колонки на себя и от себя. Поэтому при отклонении колонки палец не будет доходить до кромки

отверстий и обжатия полетного загружателя не будет. Для смазки втулок на пальце и поршне *9* на левом торце пальца запрессована масленка, заполненная смазкой ЦИАТИМ-201.

График зависимости усилий на колонках управления от, их линейного перемещения при совместном действии взлетно-посадочного и полетного загружателей показан на рис. 3.16.

Электромеханизм триммерного эффекта служит для снятия (триммирования) усилий на колонках при ручном управлении рулем высоты и перемещения колонок при автоматическом управлении.

Триммирование усилий от взлетно-посадочного и полетного загружателей производится электромеханизмом МЭТ-4Б-45 *9* (см. рис. 3.12) и обеспечивает полное снятие нагрузки на колонке управления в диапазоне углов отклонения руля высоты: вниз на + 10±1° и вверх на —15±1°.

Управление электромеханизмом осуществляется двухпозиционными кнопками 2КПН *20* (см. рис. 3.2).

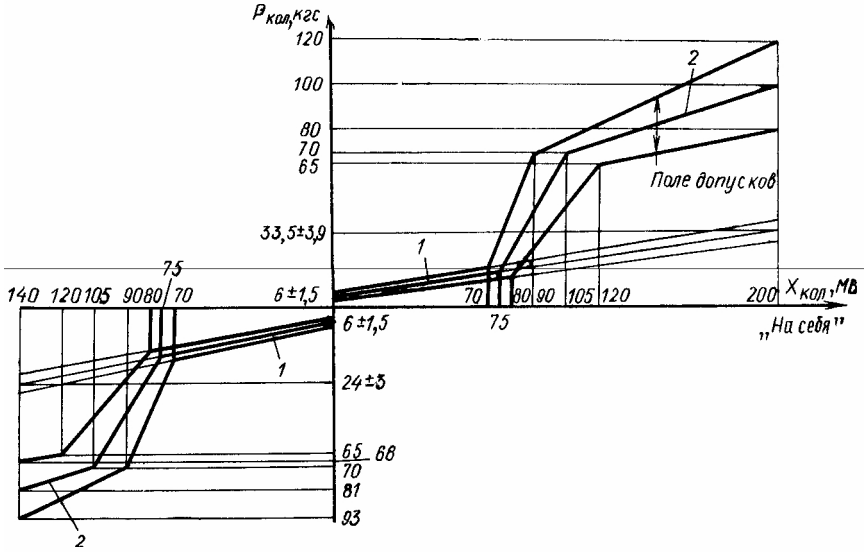


Рис. 3.16. Зависимости усилий на колонках управления от их линейного перемещения: 1— взлетно-посадочная зависимость; 2—полетная зависимость

При нажатии кнопки в положение «Пикир.» колонка управления должна отклониться от себя, при нажатии кнопки в положение «Кабрир.» — на себя. В обоих этих случаях отклонения колонки должны сопровождаться уменьшением усилия на колонках от взлетно-посадочного и полетного загружателей. При отказе в работе кнопок используется аварийное управление нажимным переключателем, установленным на среднем пульте пилотов. При установке аварийного переключателя в одно из положений отключается управление кнопками. Для повторного управления кнопками необходимо на правой панели АЗС выключить, а затем вновь включить автомат АЗС «МЭТ-РВ авар.».

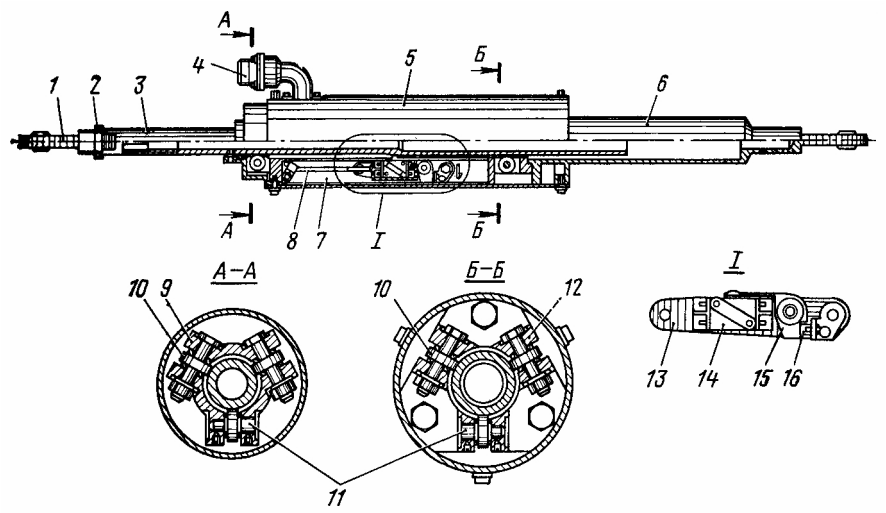


Рис. 3.17. Следящая тяга руля высоты:
1—наконечник; 2—контргайка; 3—шток; 4—штепсельный разъем; 5—кожух; 6—стакан; 7—каретка; 8—трубка; 9, 12—роликовые направляющие;10—ролик-шарикоподшипник; 11—ось; 13—кронштейн; 14—концевой выключатель; 15—рычаг; 16—пружина

При установке загружателя в нейтральное положение на световом табло *1* «Загружатель» (см. рис. 2.6), находящемся на средней приборной доске, загорается табло «Нейтр. тангаж». Там же имеется табло «Взлет — посадка РВ», которое горит при работе загружателя во взлетно-посадочном режиме.

Следящая тяга служит для отключения режима автоматической стабилизации тангажа, когда управление самолетом берет на себя пилот. Следящая тяга *13* (см. рис. 3.12) шарнирно подсоединена к поводку *12* и рычагу *7* (см. рис. 3.14).

Следящая тяга (рис. 3.17) представляет собой телескопическую конструкцию. Шток *3* поступательно перемещается по двум роликовым направляющим *9* и *12*, смонтированным внутри каретки *7*.

На направляющих в качестве роликов использованы шарикоподшипники *10*. Шток должен свободно перемещаться по роликам шарикоподшипникам без радиального люфта под усилием 0,1 кгс. Для устранения люфта между штоком и шарикоподшипниками один из них посажен на эксцентриковую ось *11*.

В средней части штока выполнен конусный переход с одного диаметра на другой. Вблизи этого перехода внутри каретки на кронштейнах *13* расположены два концевых выключателя. На каждом кронштейне смонтирован рычаг *15* с пружиной *16*, обеспечивающей откидывание его после прекращения обжатия кнопки концевого выключателя.

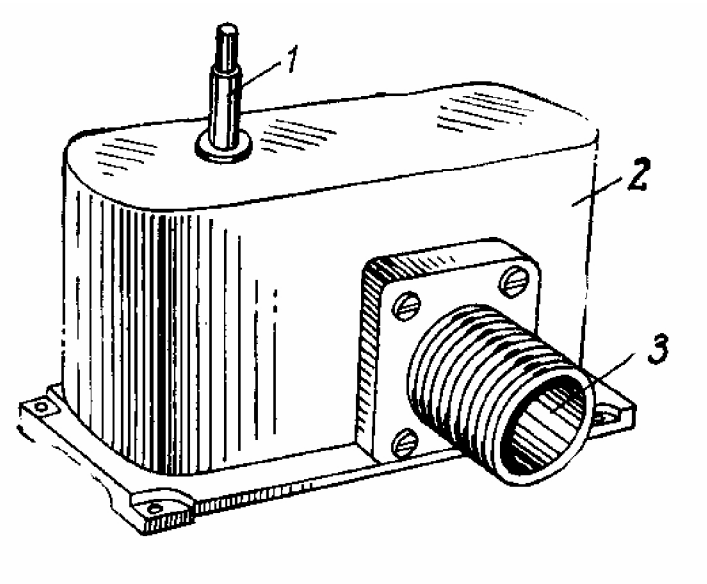


Рис. 3.18. Датчик ДПС-1:
1—входной валик; 2—корпус; 3—штепсельный разъем

При растяжении следящей тяги на ход, соответствующий углу отклонения руля высоты, равному 4°30', конусная часть штока будет нажимать на рычаг *15* и через него на концевой выключатель, разрывая электрическую цепь. При сжатии следящей тяги на тот же ход рычаг второго концевого выключателя будет сходить с большего на меньший диаметр штока, освобождая концевой выключатель от обжатия и разрывая электрическую цепь. Как при растяжении, так и при сжатии следящей тяги разрыв электрической цепи приведет к отключению режима автоматической стабилизации тангажа.

При перемещении колонок шток следящей тяги будет перемещаться на уборку или выпуск на соответствующие ходы. Триммирование усилий от загружателей будет одновременно приводить к изменению длины следящей тяги; обжатая тяга будет растягиваться, растянутая тяга — обжиматься.

Датчик ДПС-1 (рис. 3. 18) входит в комплект системы АБСУ-154 и служит для замера хода триммирующего электромеханизма. Барабан датчика соединен тросом КСАН-1,8 с сектором рычага 7 (см. рис. 3. 14).

Датчик ДПС-2 (из комплекта системы АБСУ-154) служит для замера хода штока взлетно-посадочного пружинного загружателя. Датчик *4* (см. рис. 3.12) смонтирован на кронштейне-хомуте, закрепленном на резьбовом стакане пружинного загружателя. Выходной вал датчика соединен с входным валом редуктора *3,* установленным на том же кронштейне-хомуте. На выходном валу редуктора с помощью шпонки смонтирован штампованный дуралюминовый рычаг, шарнир которого тягой-тандером соединен с шарниром ушкового наконечника пружинного загружателя. Конструкция датчика ДПС-2 аналогична конструкции датчика ДПС-1.

Установка датчиков ДПС-1 и ДПС-2 показана на рис. 3.12.

3.3. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ

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

Система управления рулем направления (рис. 3.19) состоит из педалей *8,* одинарной жесткой проводки, взлетно-посадочного загружателя *9,* электромеханизма триммерного эффекта *12,* полетного загружателя *4,* механизма включения полетного загружателя *3,* рулевого агрегата *22,* рулевого привода *26.*

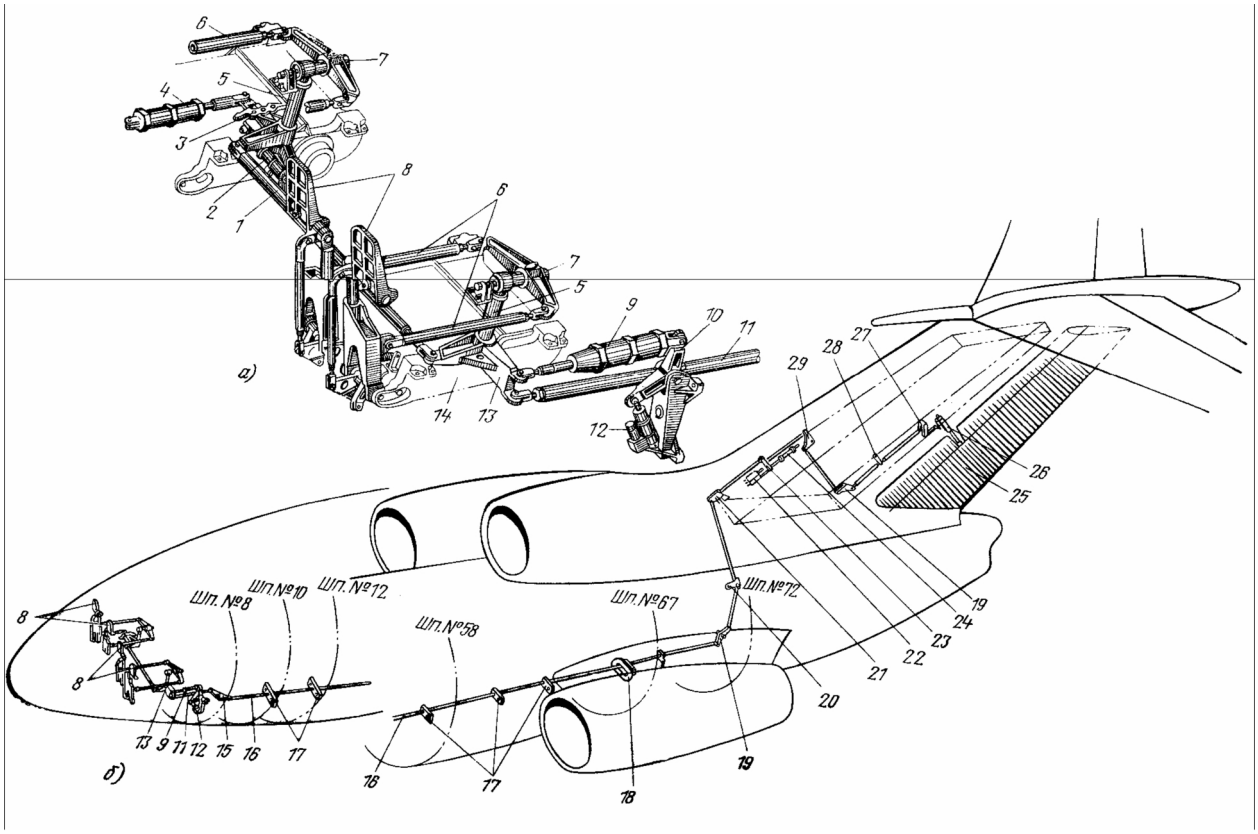


Рис. 3.19. Система управления рулем направления:
а—элементы системы управления в кабине пилотов; б—общий вид; 1, 6, 11, 16— тяги; 2—электромеханизм МП-100М-36 включения полетного загружателя; 3—механизм включения полетного загружателя; 4—полетный загружатель; 5—вал; 7—механизм регулировки педалей под рост пилота; 8—педали; 9—взлетно-посадочный загружатель; 10, 13, 19, 21, 27—качалки; 12—электромеханизм МП-100-27 триммерного эффекта загружателя; 14—рама пульта; 15, 29—ограничители отклонения руля направления; 17—направляющие тяг; 18—герметический вывод; 20, 28—поводки; 22—рулевой агрегат РА-56В-1; 2,3—дифференциальная качалка; 24—центрирующая тяга; 25— руль направления; 26—рулевой привод РП-56

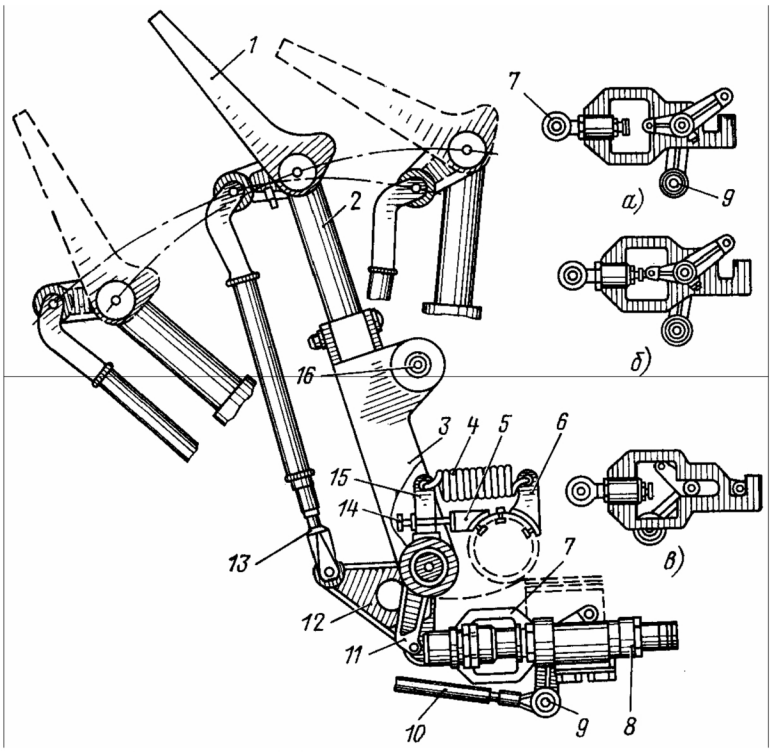


Рис. 3.20. Педали ножного управления:
а—расторможенное положение; б—заторможенное положение; в—стояночный тормоз включен; 1—педаль; 2—стойка; 3—штанга; 4—пружина; 5—упор; 6—ушко; 7—скоба; 8—редукционный клапан УГ-9272; 9, 12— качалки; 10—тяга стояночного тормоза; 11—нижний рычаг; 13—тяга; 14—регулируемый болт (упор); 15—верхний рычаг; 16—шарнир

Проводка системы управления передает движение от педалей и рулевого агрегата РА-56В-1 к входному рычагу рулевого привода РП-56. Проводка в носовой, центральной и хвостовой частях фюзеляжа выполнена аналогично проводке системы управления рулем высоты. К проводке системы управления относятся тяги *11, 16,* направляющие тяг *17,* качалки *19, 21, 27* и поводки *20, 28,* качалки с упорами для ограничения отклонения руля направления *15, 29,* дифференциальная качалка *23* и герметический вывод *18.*

Педали служат для управления рулем направления и тормозами колес шасси. Педали установлены на пультах управления напротив каждого пилота и имеют механизмы регулировки под рост пилота. На педалях первого пилота смонтирован механизм стояночного торможения. Благодаря кинематической связи между педалями первого и второго пилотов управление может производиться одновременно обоими пилотами и раздельно — первым или вторым. Связь педалей левого и правого пультов осуществлена тягой *1,* которая связывает качалки, жестко закрепленные на валах *5*. Педали *1* (рис. 3.20) изготовлены из магниевого сплава МЛ5-Т4, причем они отлиты как одно целое с рычагами управления тормозами. Внешняя поверхность педали оклеена резиной. Педали своей нижней частью надеты на консольные оси, относительно которых они могут поворачиваться, и которые ввернуты в стойки *2* штанги *3* педалей. На нижней части штанги, по ее оси вращения, установлена качалка, состоящая из двуплечей качалки *12,* верхнего *15* и нижнего *11* рычагов. Одно плечо двуплечей качалки соединено тягой *13* с рычагом педали *1*, а другое — с тормозной скобой *7* механизма управления тормозами колес шасси.

К шарнирам *16* штанги *3* присоединяются тяги *3* (рис. 3.21), вторые концы которых присоединены к коромысловой качалке *5* механизма регулировки педалей под рост пилота.

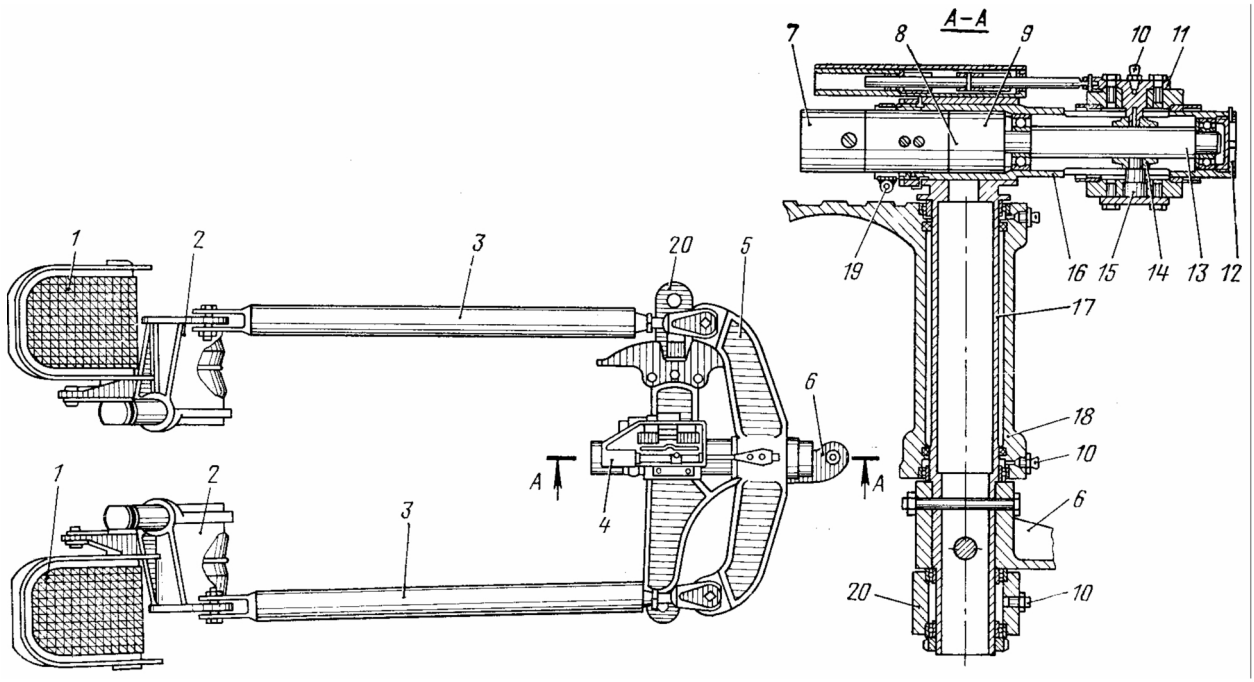


Рис. .3.21. Механизм регулировки педалей:
1—педаль; 2—основание; 3—тяга; 4—механизм концевых выключателей; 5—коромысловая качалка; 6—трехплечая качалка; 7—электродвигатель Д12Т-В; 8—втулка; 9—редуктор; 10—масленка; 11, 15—палец; 12—заглушка; 13—винт; 14—гайка; 16—стакан; 17—вал; 18—рама; 19—хомут; 20—рычаг механизма включения полетного загружателя

Механизм регулировки педалей смонтирован в стакане *16* (см. рис. 3.21), соединенном с валом *17* с помощью шипа и паза. Вал *17* вращается в шарикоподшипниках, запрессованных в приливе на раме *18* пульта, и его ось является осью вращения качалки *5*.

Механизм включает в себя винт *13* с трапециевидной резьбой, вращающийся на шарикоподшипниках, гайку *14* и коромысловую качалку *5*, соединенную с гайкой *14* двумя стальными пальцами *11, 15*. В стакане *16* имеются два продольных паза, в которых скользят пальцы при перемещении качалки 5 вдоль стакана. Перемещение качалки вдоль стакана осуществляется при помощи электродвигателя *7*, выходной вал которого присоединен к переднему торцу винта *13* с помощью планетарного редуктора *9*. Корпус электродвигателя закреплен на стакане хомутом *19*. Управление каждым электродвигателем осуществляется переключателями, установленными на боковых панелях, которые расположены на обоих бортах кабины пилота. При отклонении переключателя от себя обе педали перемещаются в том же направлении, при отклонении на себя — в сторону пилота. Это достигается тем, что вращение винта *13* вызывает поступательное перемещение гайки *14* с жестко соединенной с ней качалкой 5 и, следовательно, одновременное перемещение обеих тяг *3*, которые поворачивают штанги с педалями относительно оси вращения.

Общий ход коромысловой качалки *5* из одного крайнего положения в другое равен 50 мм, причем ход от себя равен 35 мм, а на себя — 15 мм. Это соответствует общему диапазону регулировки педалей, равному 135 мм, из которых 90 мм приходится на переднюю регулировку и 45 мм — на заднюю. Отсчет ведется от нейтрального положения педалей.

На самолетах последних модификаций общий ход коромысловой качалки равен 90 мм («а себя и от себя по 45 мм). Это соответствует диапазону регулировки педалей 180 мм и на переднюю и заднюю регулировку приходится по 90 мм.

В верхней части стакана *16* установлен механизм *4*, который имеет два концевых выключателя, ползунок и качалку. При крайних положениях педалей ползунок будет надавливать своим выступом на качалку и отклонять ее. Отклоняясь, качалка нажмет на кнопку соответствующего выключателя и выключит электродвигатель *7*. Для возвращения качалки в нейтральное положение в механизме предусмотрена установка пластинчатой пружины.

При регулировке педалей не следует препятствовать их перемещению, так как это может перегрузить электродвигатель и привести к его повреждению. Регулировка педалей должна производиться только на земле, и в полете производить ее запрещается. Регулировка педалей не вызывает перемещения проводки управления. Перемещение проводки управления происходит при перемещении педалей в разных направлениях. При перемещении правой педали вперед коромысловая качалка *5* отклонится против хода часовой стрелки. Этот поворот вызовет вращение вала *17* и соединенной с ним качалки *6*, одно плечо которой соединено с правым пультом, а второе нижним шарниром — с проводкой управления рулем направления, а верхний шарниром — со взлетно-посадочным загружателем.

Проводка системы управления передает движение от педалей и рулевого агрегата РА-56В-1 к входному рычагу рулевого привода РП-56.

Тяги проводки управления рулем направления по конструкции аналогичны тягам проводки управления рулем высоты (см. рис. 3.3). Всего в проводке управления 31 тяга, из них 15 тяг — регулируемые. Тяги проводки руля направления маркируются на обоих концах трубы черной эмалевой краской в виде двух колец шириной 5 мм и полным номером чертежа тяги.

Тяги проводки управления рулем направления проложены по левому борту (см. рис. 3.19) до шпангоута № 34 в роликовых направляющих, между шпангоутами № 34 и 41 на качалке и поводке рядом с проводкой руля высоты, и далее от шпангоута № 41 до шпангоута № 69 в роликовых направляющих.

В хвостовой части фюзеляжа и в киле тяги проводки рулем направления проложены на качалках и поводках рядом с проводкой управления рулем высоты, но ближе к оси симметрии самолета.

Направляющие тяг проводки управления рулем направления такой же конструкции, что и направляющие проводки управления рулем высоты, и имеют общий с ними корпус.

Качалки и поводки проводки управления рулем направления по конструкции, назначению и расположению аналогичны соответствующим качалкам проводки управления рулем высоты.

Дифференциальная качалка в проводке управления рулем направления имеет такое же назначение, как и в проводке управления рулем высоты.

Монтаж установки рулевого агрегата РА-56Б-1 системы управления рулем направления выполнен на первом лонжероне киля между нервюрами № 1—3. Работа установки аналогична работе установки рулевого агрегата РА-56В-1 системы управления рулем высоты.

При ходе штока рулевого агрегата РА-56В-1 на выпуск руль направления отклоняется влево, при ходе штока на уборку — вправо.

Герметический вывод проводки управления рулем направления является общим с проводкой управления рулем высоты.

Ограничители отклонения руля направления, как и ограничители отклонения руля высоты, расположены на узле управления на шпангоуте №8 и на узле управления на первом лонжероне киля у нервюры № 5 (см. рис. 3.4). Конструкция упоров в ограничителях отклонения аналогична конструкции упоров ограничителей отклонения проводки управления рулем высоты. Упоры в узле управления на шпангоуте № 8 ограничивают отклонение педалей пилотов.

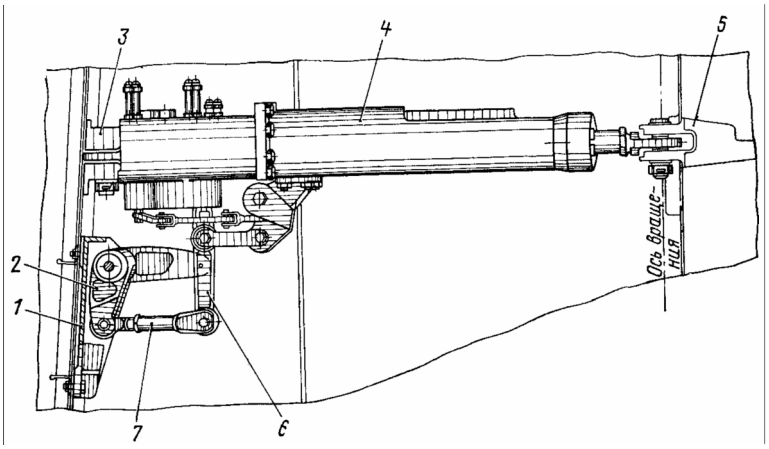


Рис. 3.22. Установка рулевого привода РП-56 руля направления: 1 3, 5—кронштейн; 2—двуплечая качалка; 4—рулевой привод РП-56; 6—входной рычаг рулевого привода РП-56; 7—тяга

Регулировка упоров на первом лонжероне киля аналогична регулировке в системе управления рулем высоты. Поршень рулевого привода РП-56 руля направления должен не доходить до дна цилиндра на величину, соответствующую не менее 20' угла отклонения руля направления. Если углы отклонения руля направления превышают нормы технических условий после подведения упоров на первом лонжероне киля, то углы отклонения ограничиваются упорами на шпангоуте № 8 или эти упоры подводятся до одновременного касания качалки с упорами на первом лонжероне киля.

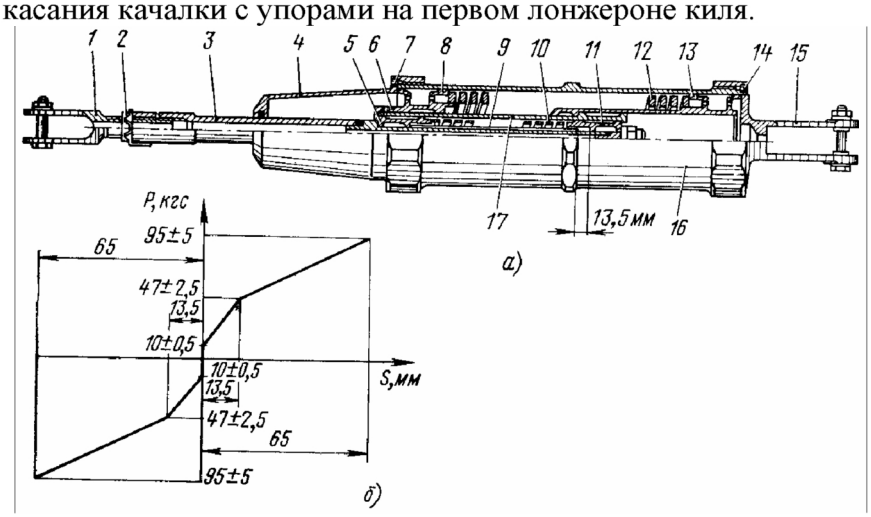


Рис. 3.23. Взлетно-посадочный загружатель руля направления: а—загружатель; б—график работы загружателя; 1—наконечник: 2—контргайка; 3—шток; 4, 6—гайки; 5, 11—внутренние вкладыши; 7, 14—штифты; 8, 13—внешние вкладыши: 9—втулка; 10—внутренняя пружина; 12—внешняя пружина; 15—крышка; 16—цилиндр; 17—гильза

Рулевой привод РП-56 установлен на кронштейне *3* (рис. 3.22) по оси нервюры № 9 киля. Входной рычаг *6* привода соединен с двуплечей качалкой *2* проводки управления регулируемой тягой *7*. Ушко выходного штока рулевого привода шарнирно соединено с кронштейном *5* руля направления.

Взлетно-посадочный загружатель руля направления предназначен для имитации на педалях усилий от аэродинамической нагрузки на руле направления, пропорциональных его угловым отклонениям.

Корпусом взлетно-посадочного загружателя (рис. 3.23) является цилиндр *16,* на который с одной стороны навернута фасонная гайка *4,* а с другой — крышка *15* с ушками для крепления загружателя.

Внутри цилиндра между двумя внешними вкладышами *8, 13* расположена пружина *12.* В отверстия вкладышей вставлен внутренний корпус, который состоит из гильзы *17,* внутри которой находятся два внутренних вкладыша *5, 11* и пружина *10.* Для ограничения обжатия внутренней пружины *10* на штоке *3* расположена распорная втулка *9.*

На внутреннем конце гильзы *17* сделан внешний кольцевой буртик, который вступает в сцепление с внутренним буртиком внешнего вкладыша *13.* На конце гильзы со стороны штока нарезана внешняя резьба, на которую навернута гайка *6,* необходимая для предварительного обжатия внутренней пружины *10.*

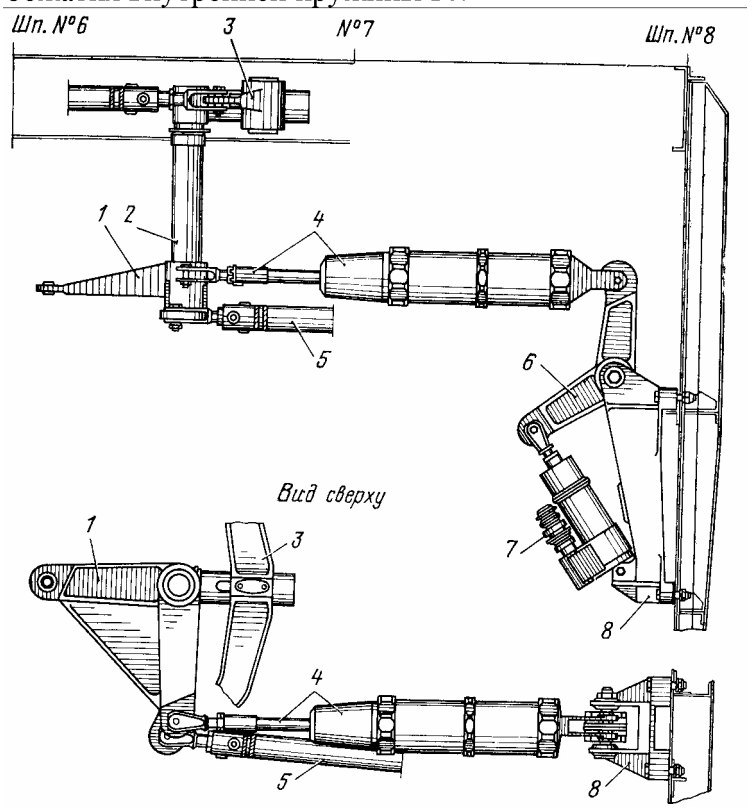


Рис. 3.24. Установка взлетно-посадочног загружателя руля направления: 1, 3, 6—качалки; 2—вал; 4—пружинный загружатель; 5—тяга (к рулю); 7— электромеханизм МП-100М-27; 8— кронштейн

Пружины *10, 12* при установке предварительно обжимаются. Пружина *10* имеет предварительное обжатие 10±0,5 кгс. При этом внешняя пружина имеет предварительное обжатие, равное по величине конечному усилию полностью обжатой внутренней пружины (47±2,5 кгс).

Работа загружателя осуществляется следующим образом. При его растяжении внутренний вкладыш *11* будет обжимать пружину *10,* пока он не придет в соприкосновение с торцом распорной втулки *9.* При этом гильза своим внешним буртиком войдет в контакт с внутренним буртиком внешнего вкладыша *13,* будет его перемещать и обжимать пружину *12.*

При сжатии загружателя обжатие внутренней пружины будет производиться внутренним вкладышем *5* на длине 13,5 мм. Затем гайка *6,* перемещая вкладыш *8,* будет обжимать пружину *12.*

Взлетно-посадочный загружатель включен в систему управления рулем направления постоянно.

Механизм триммерного эффекта предназначен для уменьшения (триммирования) усилий на педалях от пружинного загружателя.

Пружинный загружатель ушком своего штока шарнирно соединен с качалкой *1* (рис. 3.24), закрепленной на валу *2* коромысловой качалки *3* механизма регулировки педалей под рост пилота. Второй конец загружателя шарнирно соединен с двуплечей качалкой *6,* вращающейся в кронштейне *8,* закрепленном на шпангоуте № 8. Второе плечо качалки *6* соединено со штоком электромеханизма *7.* Электромеханизм шарнирно закреплен на том же кронштейне *8,* на котором установлена качалка *6.*

При перемещении педалей поворот качалки *1* вызовет, обжатие загружателя и усилия от его пружины создадут на педалях имитацию аэродинамической нагрузки.

Зависимость величины усилия на педалях от угла отклонения руля направления показана на рис. 3.26. Уменьшение усилий на педалях происходит при перемещении конца загружателя, соединенного с качалкой *6* (см рис. 3.24), вследствие ее поворота, который осуществляется электромеханизмом МП-100М-27, управляемым пилотом с помощью перекидного переключателя *3* (см. рис. 3.15), установленного на козырьке средней приборной доски пилотов. При установке загружателя в нейтральное положение на световом табло «Загружатель» (см. рис. 2.6) загорается табло «Нейтр. курс».

При отклонении переключателя *3* вправо электромеханизм *7* (см. рис. 3.24) сработает на выпуск штока, при отклонении влево — на уборку штока, что вызовет соответствующий поворот качалки *6.* В обоих случаях вследствие этого будет происходить растяжение обжатых пружин загружателя, что сопровождается уменьшением усилий на педалях. Ход штока электромеханизма на выпуск и уборку равен 13,5±1,5 мм. Это обеспечивает полное снятие нагрузки на педалях при углах отклонения руля направления на ±5°±30'. Среднее время непрерывного триммирования в одну сторону равно 5±1с.

Полетный загружатель предназначен для ограничения углов отклонения руля направления в полете, превышающих ±7,5°, путем резкого увеличения усилий на педалях. Полетный загружатель и механизм его включения размещен на нижней части правого пульта управления. Конструкция полетного загружателя руля направления однотипна с конструкцией полетного и взлетно-посадочного загружателя руля высоты. Загружатели отличаются друг от друга только габаритами входящих в них деталей и резьбовыми наконечниками. Включение полетного загружателя производится автоматически в полете при уборке закрылков, выключение его производится также автоматически при выпуске закрылков после поступления электрического сигнала с левого механизма МКВ-41 закрылков. На земле при любом положении закрылков (выпущенном или убранном) полетный загружатель выключен из системы управления. Выключение обеспечивается блокировкой по обжатию передней стойки шасси.

Механизм включения полетного загружателя (рис. 3.25) состоит из следующих элементов: качалки *1* с закрепленным на ней сектором *9,* рычага *2* с присоединенным к нему полетным загружателем *3,* электромеханизма МП-100М-36 и стопора.

Качалка жестко соединена с валом коромысловой качалки механизма регулирования педалей. Второе плечо качалки соединено с тягой связи правого и левого пультов.

Рычаг вращается на валу коромысловой качалки на двух подшипниках. Второй конец полетного загружателя закреплен на ушках рамы пульта.

Стопор механизма состоит из рычага *5,* крышки с зубом *4,* стержня *12* со сферической головкой, сферической шайбы *11* и пружины *10.* Рычаг и крышка смонтированы шарнирно на одной оси. К рычагу присоединен электромеханизм МП-100М-36. Если полетный загружатель не подключен к системе управления, то перемещение педалей вызовет поворот качалки *1,* который будет передан на левый пульт. В этом случае крышка *4* будет находиться в положении *III.* При подключении полетного загружателя в систему управления шток электромеханизма выдвигается на 36 мм и это приводит к повороту рычага и связанной с ним крышки, в результате чего стопорный зуб крышки займет вертикальное положение *I.*

В этом случае при ходе педалей, соответствующем большему повороту качалки, чем размер паза на секторе, зуб крышки будет отклонять совместно с качалкой рычаг. Перемещение рычага приведет к растяжению (сжатию) пружинного загружателя и, следовательно, к появлению дополнительных усилий на педалях. Если при подключении полетного загружателя напротив зуба крышки окажется не паз, а выступающая часть сектора, шток электромеханизма, выдвигаясь, будет обжимать пружину *10* (положение *II*), что предотвратит поломку электромеханизма. Как только при перемещении педалей напротив зуба появится паз сектора, пружина, разжимаясь, повернет зуб в вертикальное положение (положение *I*) и полетный загружатель будет подключен к системе управления.

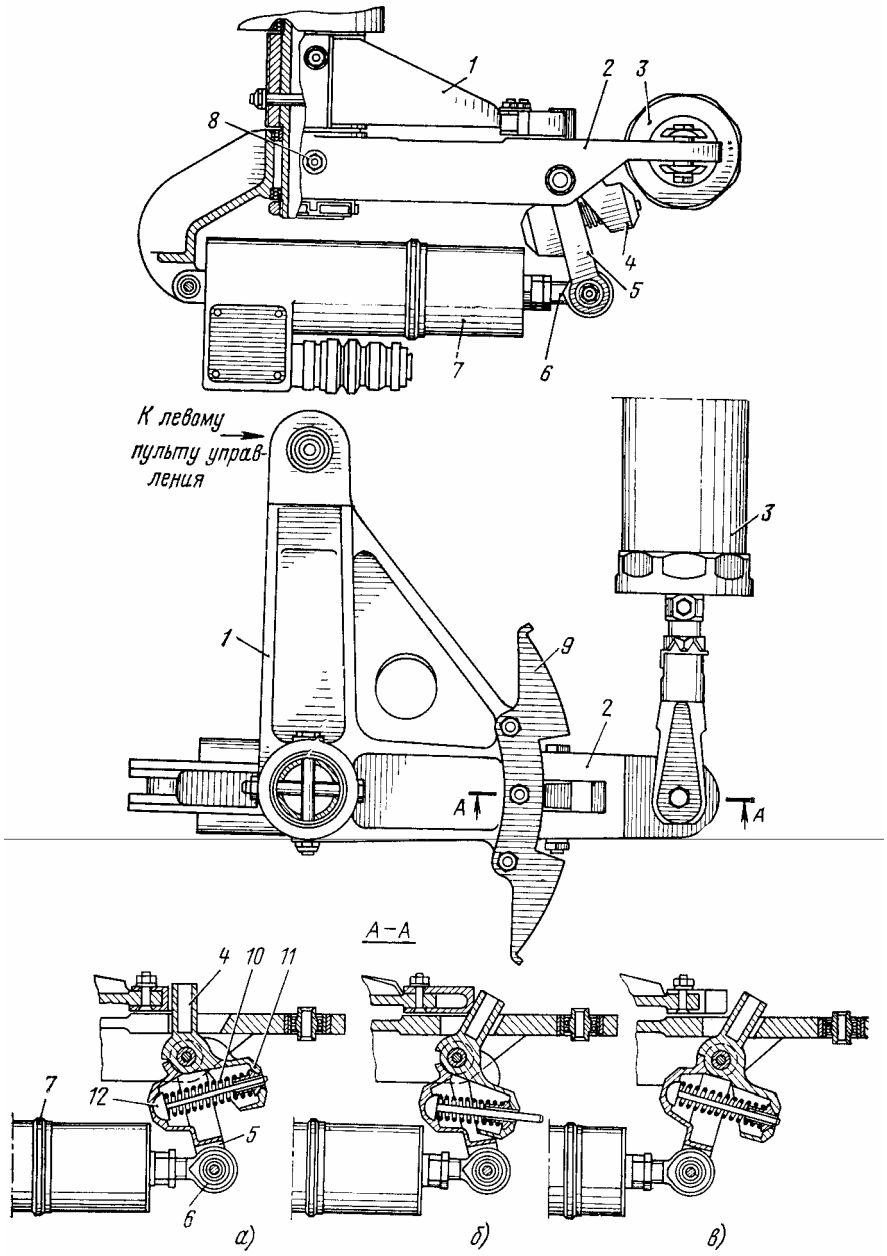


Рис. 3.25. Механизм включения полетного загружателя руля направления (показан в положении «Полетный загружатель включен»):
а—положение I; б—положение II; в—положение III;
1—качалка: 2—рычаг; 3—полетный загружатель; 4— крышка; 5—рычаг стопора; 6—ушко; 7—электромеханизм МП-100М-36; 8—масленка; 9— сектор; 10—пружина; 11—сферическая шайба; 12—стержень

Среднее время подключения (отключения) полетного загружателя — 13с. Для принудительного (аварийного) выключения полетного загружателя (например, в случае посадки самолета с невыпущенными закрылками или при заходе на посадку с одним неработающим двигателем) на козырьке средней приборной доски пилотов установлен переключатель 5 (см. рис. 3.15). Этот переключатель является общим для полетных загружателей руля высоты и руля направления.

Об отключенном положении полетного загружателя сигнализирует зеленая лампочка на средней приборной доске пилотов.

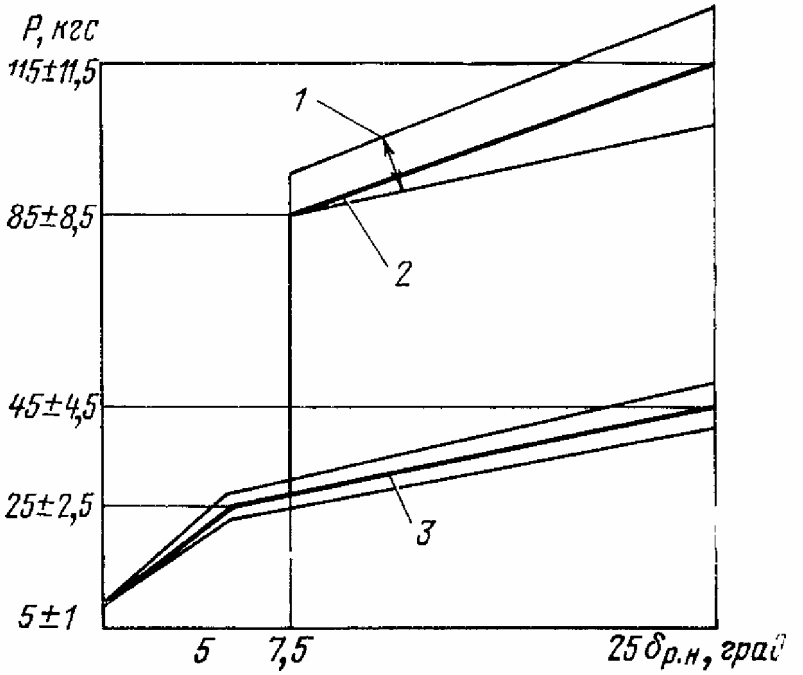


Рис. 3.26. Зависимости и усилия на педалях от изменения угла отклонения руля направления:
1— поле допуска; 2—в полете; 3—на взлете и при посадке; (дорожка трения — 14 кгс; усилие трения без учета усилия от механизма управления переднимколесом 12 кгс)

При включенном полетном загружателе в диапазоне углов отклонения руля ±7°30'±30' пилоты будут чувствовать загрузку только от взлетно-посадочного загружателя (если не произведено триммирование). При углах отклонения руля направления, больших ±7°30'±30', усилия на педалях резко возрастут (рис. 3.26).

3.4. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕРОНАМИ

Система управления элеронами предназначена для штурвального и автоматического управления самолетом по крену и курсу и обеспечивает отклонение элеронов и элеронов-интерцепторов пилотом и рулевым агрегатом РА-56В-1. Отклонение каждого элерона осуществляется с помощью рулевого привода РП-55,

Система управления элеронами (рис. 3.27) состоит из штурвалов *4,* жесткой одинарной проводки, пружинного загружателя *13,* электромеханизма триммерного эффекта *15,* следящей тяги *12,* датчика *11*, рулевого агрегата *22,* двух рулевых приводов *39.*

Проводка системы управления элеронами передает движение от штурвалов и рулевых агрегатов РА-56В-1 к входным рычагам рулевых приводов РП-55. К. проводке управления относятся тяги *10, 17, 26,* роликовые направляющие тяг проводки *18, 27, 29,* качалки *19, 20, 23, 28, 37* и поводки *21, 36,* ограничитель отклонения элеронов *43,* дифференциальная качалка *42* с ограничителем отклонения элеронов, пружинные тяги *41,* герметические выводы *25.*

Управление элеронами осуществляется как одновременно, так и раздельно — первым или вторым пилотами с помощью двух штурвалов, установленных на колонках управления.

Штурвал с помощью двух шпонок закреплен на консольном конце оси *15* (см. рис. 3.2). На оси с помощью шпонок закреплена звездочка *7,* через которую перекинута цепь *10.* К вильчатым наконечникам *11* этой цепи присоединены тросы КСАН-4,5 (канат стальной авиационный нераскручивающийся диаметром 4,5 мм) *12.* Эти тросы проходят внутри трубы *13* в колено колонки, где, огибая соответствующие текстолитовые ролики *17, 18,* меняют свое направление, входят в канавки секторной качалки *19* и закрепляются на ней. Закрепление тросов на этой качалке — регулируемое для обеспечения их требуемого натяжения. Зависимость натяжения тросов в колонках управления от температуры показана на рис. 3.53. Для проверки натяжения тросов в трубе *13* имеется лючок.

Тросы и секторная качалка *19* имеют маркировку. Это исключает их перекрещивание при монтажных работах. На одном тросе маркировка буквенная ЭА и цветная — две белых полосы (при натяжении этого троса правый элерон отклоняется вверх), на другом — буквенная ЭБ, цветная — одна белая и одна черная полосы (при натяжении этого троса правый элерон отклоняется вниз). На ушках качалки *19* нанесены стрелки с надписями ЭА и ЭБ. При монтаже тросов следует обращать внимание на обязательное соответствие наименования соединяемых троса и ушка секторной качалки. После подсоединения тросов к секторной качалке следует убедиться в правильности монтажа: при вращении штурвала по ходу часовой стрелки правый элерон отклоняется вверх, левый — вниз. В процессе эксплуатации необходимо следить за чистотой и сохранностью маркировки на тросах и секторных качалках.

Штурвалы изготовлены из сплава МЛ5-Т4, рукоятки сверху облицованы пластмассой, и поверхность пластмассовой облицовки со стороны колонки сделана ребристой. На штурвале *4* (см. рис. 3.2) первого пилота установлены кнопки нажимного действия — кнопка *21* для включения радио, кнопка самолетного переговорного устройства (находится со стороны приборной доски), двухпозиционная кнопка *20* для управления электромеханизмом триммерного эффекта в системе управления рулем высоты, кнопка быстрого отключения автопилота из комплекта системы АБСУ-154.

Проводка от кнопок, расположенных на штурвале, проходит внутри штурвалов в головку колонки и через токосъемник и отверстие в нижней части головки колонки входят

внутрь защитной трубы *14*. Из трубы провода выходят через отверстия в основании колонки и заканчиваются штепсельным разъемом. При демонтаже штурвала с колонки необходимо отсоединить штепсельный разъем, так как штурвал снимается вместе с проводами. Для установки штурвала в нейтральное положение на его ступице и головке колонки имеются риски.

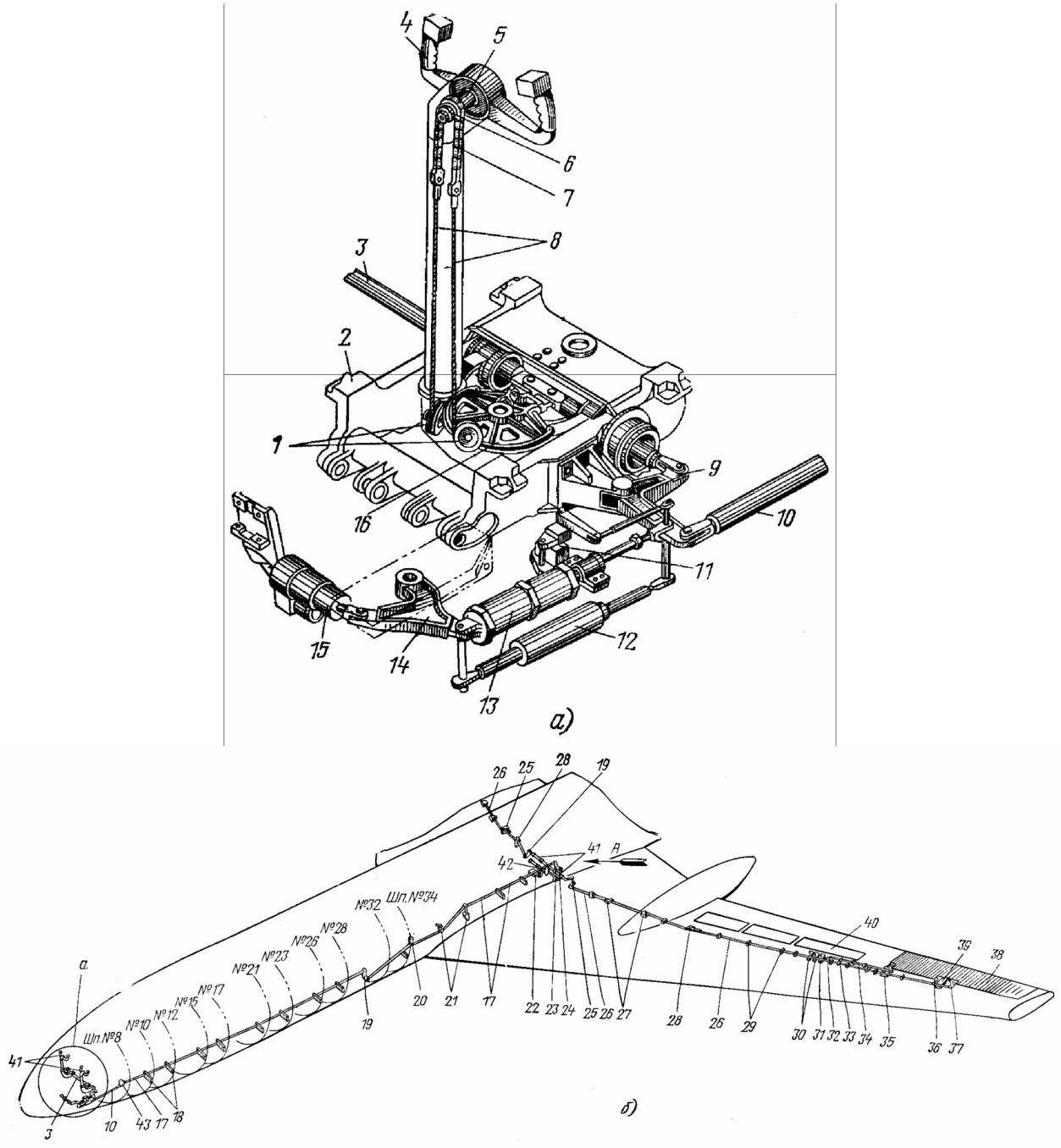


Рис. 3.27. Система управления элеронами:
а—элементы системы управления в кабине; б—общий вид;
1—ролики; 2—рама пульта управления; 3, 10, 17, 26—тяги; 4—штурвал; 5—ось штурвала; 6—звездочка; 7—зубчатая цепь; 8—троса; 9, 14, 19, 20, 23, 24, 28, 32, 37—качалки; 11—датчик ДПС-2; 12—следящая тяга; 13—пружинный загружатель; 15—электромеханизм МП-100М-36 триммерного эффекта загружателя; 16—секторная качалка; 18, 27, 29—направляющие тяги; 21, 36—поводок; 22—рулевой агрегат РА-56В-1; 25—герметический вывод; 30—рулевой привод РП-58; 31—рулевой привод РП-57; 33—ограничитель отклонения элерона-интерцептора; 34, 41—пружинные тяги; 35—диффе-

ренциальный механизм; 38—элерон; 39—рулевой привод РП-55; 40—элерон-интерцептор; 42—дифференциальная качалка; 43—ограничитель отклонения элеронов

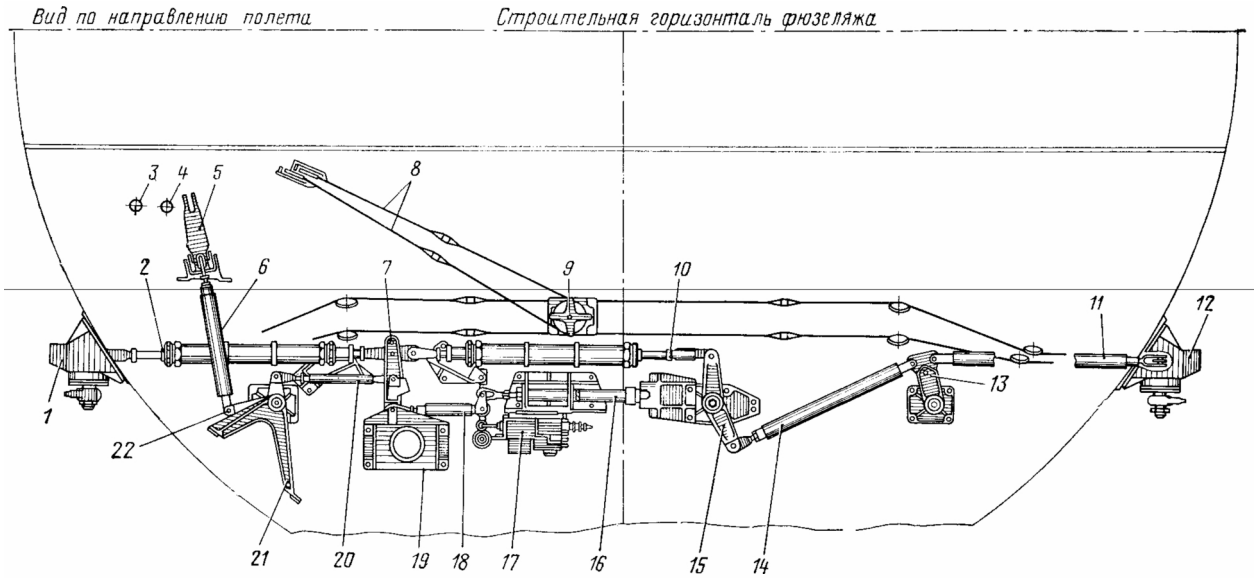


Рис. 3.28. Размещение элементов управления элеронами на третьем лонжероне центроплана (вид по направлению полета):
1, 12—герметические выводы; 2, 10—пружинные тяги; 3—тяга руля высоты; 4—тяга руля направления; 5, 22—двуплечие качалки; 6, 11, 14, 18, 20-гяги; 7—дифференциальная качалка; 8—трос управления средними интерцепторами; 9—распределительный барабан; 13—поводок; 15—коромысловая качалка; 16— центрирующая тяга; 17—рулевой агрегат РА-56В-1; 19. 21—кронштейны

Штурвал второго пилота является отраженным видом штурвала первого пилота.

Сборка всех подвижных деталей производится на смазке ЦИАТИМ-201. Для осмотра и смазки звездочки и цепи снимается кожух *9* колонки.

Рычаги секторных качалок *16* (см. рис. 3.27) соединены тягой *3,* которая обеспечивает связь штурвалов. Тяга проложена внутри карданного вала, соединяющего колонки управления рулем высоты. Независимость перемещения тяги от перемещения колонок достигается тем, что тяга проходит по оси вращения колонок. Левая качалка *16* тягой, проходящей через ось вращения колонок, соединена с трехплечей качалкой *9,* вращающейся в кронштейне на раме *2* левого пульта управления.

Тяги проводки управления элеронами по конструкции аналогичны тягам проводки руля высоты (см. рис. 3.3). Всего в проводке управления 37 тяг, из них 17 тяг — регулируемые. Маркировка на тягах выполняется на обоих концах трубы черной эмалевой краской в виде одного кольца шириной 5 мм и полного номера чертежа тяги на ее средней части.

В носовой и центральной частях фюзеляжа проводка управления проложена под полом пассажирского салона, по левому борту фюзеляжа, рядом с проводками управления рулями, но ближе к оси самолета. На участке между шпангоутами № 10—28 и 44—46 тяги проводки управления элеронами проложены в роликовых направляющих. На участке проводки между шпангоутами № 28-41 тяги проложены на качалках *19, 20* и поводках *21.*

На шпангоуте № 49 проводка управления присоединяется к вертикальному плечу двуплечей качалки *23.* Горизонтальное плечо качалки 5 (рис. 3.28) тягой *6* соединено с качалкой *22,* которая тягой *20* соединена с дифференциальной качалкой *7* установки рулевого агрегата РА-56В-1. В крыле тяги проводки управления элеронами идут вдоль задней стенки третьего лонжерона крыла в роликовых направляющих. Роликовые

направляющие расположены таким образом, что каждая вторая тяга поддерживается двумя направляющими.

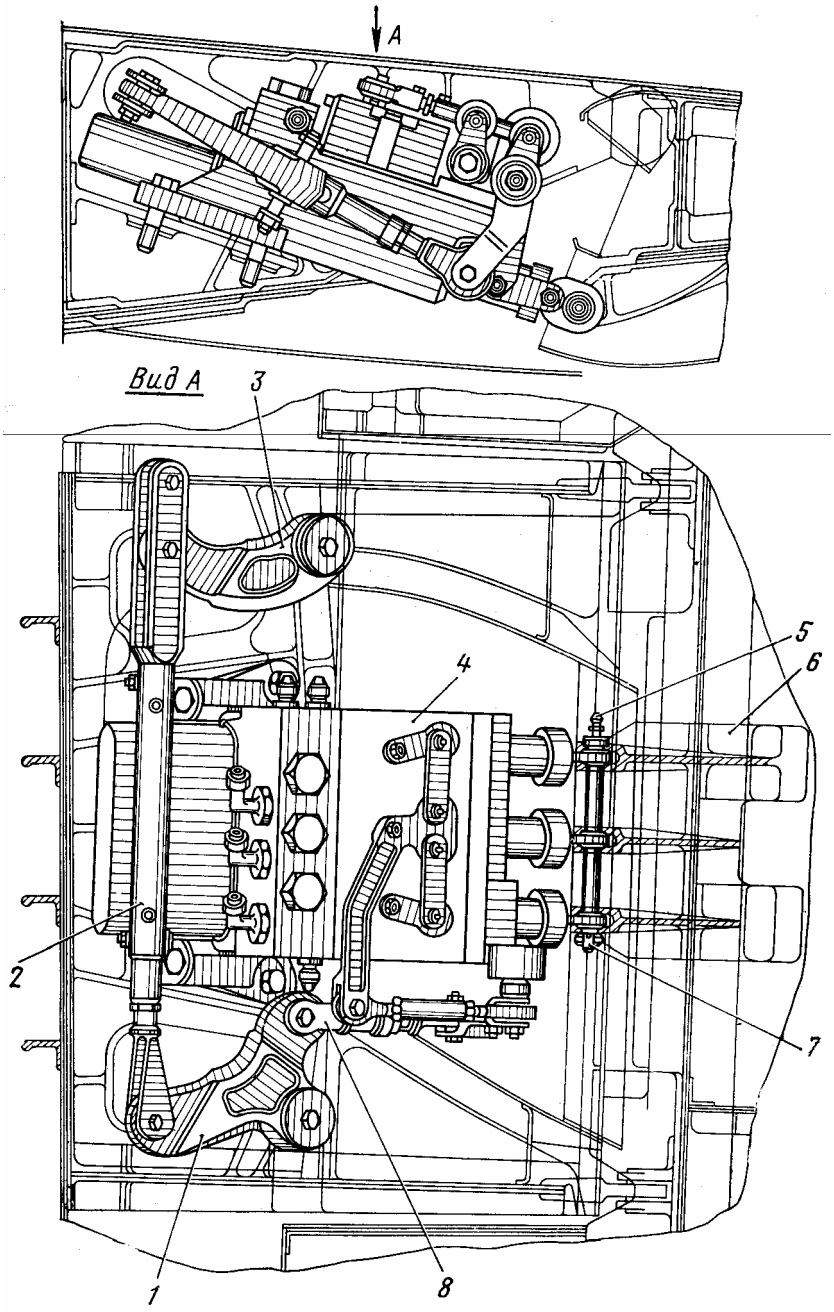


Рис. 3.29. Установка рулевого привода РП-55 (на левом крыле): 1—качалка; 2—тяга; 3—поводок; 4—рулевой привод РП-55; 5—масленка; 6—рычаг элерона; 7—болт; 8—тяга-тандер

Между нервюрами № 37—38 проводка присоединяется к двуплечей качалке *1* (рис. 3.29), второе плечо которой регулируемой тягой *5* соединено с входным рычагом рулевого привода РП-55 *4*. Так как в левом крыле установлен не отраженный вид рулевого привода РП-55, установленного в правом крыле, а точно такой же, то проводка управления на левом крыле выполнена по отраженному виду проводки на правом крыле за исключением того, что у рулевого привода установлен поводок *3*, отсутствующий на правом крыле.

Направляющие тяг, расположенные в фюзеляже, по конструкции подобны направляющим тяг управления рулем высоты и имеют общий корпус с роликовыми направляющими рулей высоты и направления (см. рис. 3.7). Направляющие, расположенные на третьем лонжероне крыла, отличаются от направляющих фюзеляжа только формой корпуса.

Качалки и поводки проводки управления элеронами имеют такое же назначение, как и качалки и поводки проводки управления рулем высоты. Наиболее характерными качалками являются секторная качалка *16* (см. рис. 3.27), качалка *19,* качалки *5, 15* (см. рис. 3.28).

На секторной качалке осуществляется переход с тросовой проводки на жесткую. Качалка *19* обеспечивает нейтральность проводки управления при изменении температурного режима самолета. С помощью качалки *5* осуществляется переброска проводки управления с левого борта фюзеляжа на третий лонжерон центроплана. Качалка *15* служит для изменения направления движения проводки управления элеронами в правом крыле.

Дифференциальная качалка в проводке управления элеронами имеет такое же назначение, как и дифференциальная качалка в проводке управления рулем высоты. Монтаж установки рулевого агрегата РА-56В-1 выполнен на третьем лонжероне центроплана. Работа установки аналогична работе установки рулевого агрегата РА-56В-1 системы управления рулем высоты. Ходу штока рулевого агрегата РА-56В-1 на выпуск соответствует отклонение правого элерона вверх, ходу штока на уборку — отклонение правого элерона вниз.

Отличительной особенностью дифференциальной качалки проводки элеронов является закрепление в ушках коромысловой качалки *4* (рис. 3.30) ограничителя *10.*

Пружинные тяги обеспечивают возможность отклонения одного элерона при заклинивании противоположного элерона, его рулевого привода или проводки на участке от пружинной тяги до рулевого привода элерона.

Левая пружинная тяга *2* (см. рис. 3.28) соединена с входным рычагом левого герметического вывода *1,* а правая пружинная тяга *10* через качалку *15,* тягу *14,* поводок *13* и тягу *11* соединена с правым герметическим выводом *12.*

Конструкция пружинной тяги элеронов подобна конструкции пружинной тяги руля высоты (см. рис. 3.10). Отличие пружинной тяги элеронов состоит в замене ушкового наконечника на вильчатый и трубы *14* с хвостовиком *13* и наконечником *15* ушковым наконечником.

Пружина в пружинной тяге элеронов предварительно обжимается, чтобы в нормальных условиях тяга работала как жесткая тяга, как и пружинные тяги руля высоты, до усилия 80±4 кгс. В случае заклинивания одного элерона пилоты вынуждены будут обжимать пружинную тягу в проводке, ведущей к заклиненному элерону.

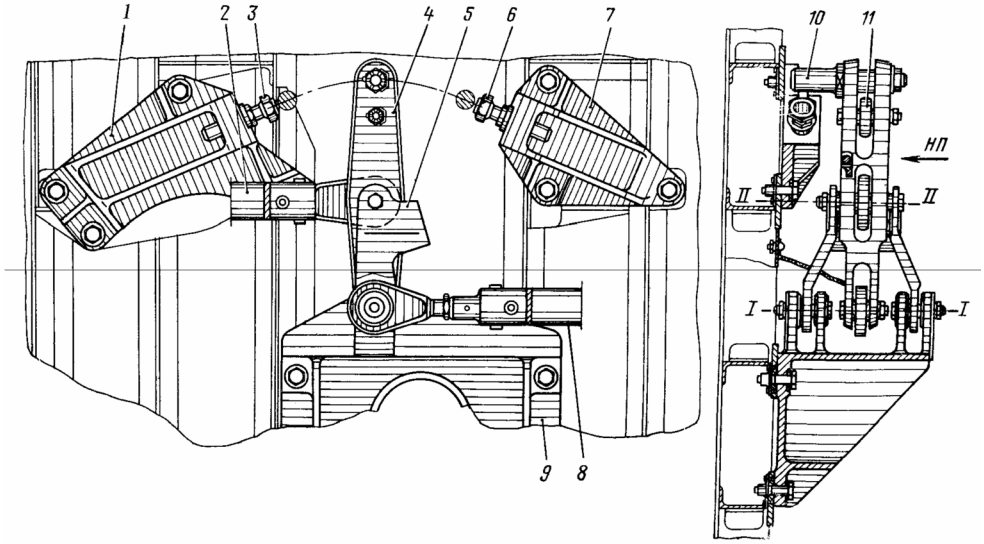


Рис. 3.30. Установка дифференциальной качалки и упоров на третьем лонжероне центроплана:

1, 7, 9—кронштейны; 2—тяга к пилотам; 3, 6—упоры; 4—коромысловая качалка; 5—поводок; 8—тяга к рулевому агрегату РА-56В-1; 10—ограничитель; 11—шарнир подсоединения пружинных тяг

Герметические выводы, предназначенные для выведения проводки управления элеронами из герметического фюзеляжа в крыло, установлены, на внешней стороне обшивки фюзеляжа между шпангоутами № 49 и 50. Корпус герметического вывода изготовлен из сплава МЛ5-Т4 и крепится болтами к конструкции фюзеляжа.

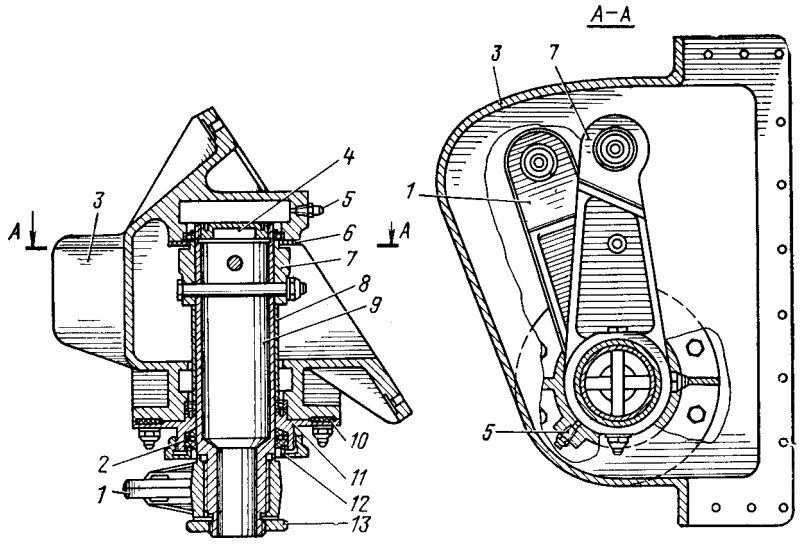


Рис. 3.31. Герметический вывод управления элеронами:
1—выходной рычаг; 2—сальник; 3—корпус; 4—заглушка; 5—масленка; 6—войлочное кольцо; 7—входной рычаг; 8—втулка; 9—шал; 10—резиновое кольцо; 11—фланец; 12, 13—гайки

Герметичность между корпусом и обшивкой фюзеляжа обеспечивается прокладкой уплотнительной ленты между ними и обмазкой фланца корпуса тиоколовой замазкой. В корпусе 3 (рис. 3.31) установлен полый вал *9*, в нижней части на шлицах установлен рычаг *1*. От осевого перемещения рычаг *1* удерживается гайкой *13*. Рычаг *7* является входным, а рычаг *1*— выходным, и к Нему присоединена тяга проводки управления в крыле. Вал *9* вращается в двух шарикоподшипниках, запрессованных в корпусе *3*. Под верхним шарикоподшипником для защиты его от загрязнения и сохранения смазки устанавливается войлочное кольцо *6*. Смазка подшипников производится через масленки 5.

К корпусу снизу крепится фланец *11*. Он имеет проточку для сальника *2*, состоящего из одного резинового и двух войлочных колец. Сальник зажат гайкой *12*. Между корпусом *3* и фланцем *11* имеется резиновое уплотнительное кольцо *10*.

Усилия трения на рычагах герметических выводов элеронов, смонтированных на самолете, не должны превышать 0,8 кгс. Испытания необходимо проводить при отсоединенной проводке управления от входного и выходного рычагов и повороте вала от 5 до 7 раз.

Доступ к гермоузлам осуществляется через лючки, расположенные под ними в зализах между крылом и фюзеляжем.

Ограничитель отклонения элеронов, как и ограничитель отклонения руля высоты, расположен на шпангоуте № 8. Конструкция упоров аналогична конструкции упоров в проводке управления рулем высоты. Эти упоры ограничивают угол поворота штурвала.

Второй ограничитель отклонения элеронов закреплен на коромысловой качалке *4* (см. рис. 3.30) дифференциальной качалке. Движение качалки *4* ограничивается

регулируемыми упорами *3, 6,* смонтированными на кронштейнах 1, *7.* Эти упоры необходимо регулировать при включенном рулевом агрегате **РА-56В-1.**

Движением штурвала необходимо отклонить элероны на ±20°±1° и подвести упоры *3, 6* так, чтобы при этом поршни рулевого привода РП-55 не доходили до дна цилиндра на величину, соответствующую не менее 20 отклонения элерона.

Пружинный загружатель установлен в системе управления элеронами для создания на штурвалах усилий, пропорциональных отклонениям элеронов. Он включен в систему управления постоянно. Конструкция загружателя элеронов однотипна с конструкцией пружинных загружателей руля высоты (см. рис. 3.13) и полетного загружателя руля направления и отличается от них габаритами входящих в него деталей, резьбовыми наконечниками и графиком работы пружины. Для центрирования штурвалов пружина имеет предварительное обжатие.

Шток пружинного загружателя соединен с качалкой *9* (см. рис. 3.27). Второй конец пружинного загружателя соединен через двуплечую качалку *14* с электромеханизмом *15* триммерного эффекта. При отклонении штурвалов пилотами через кинематическую цепь — звездочка на оси штурвала, тросы, секторная качалка, тяги — будет поворачиваться качалка *9* и обжимать пружину загружателя. Возникающие усилия на штурвалах будут имитировать аэродинамическую нагрузку на элеронах (рис. 3.32).

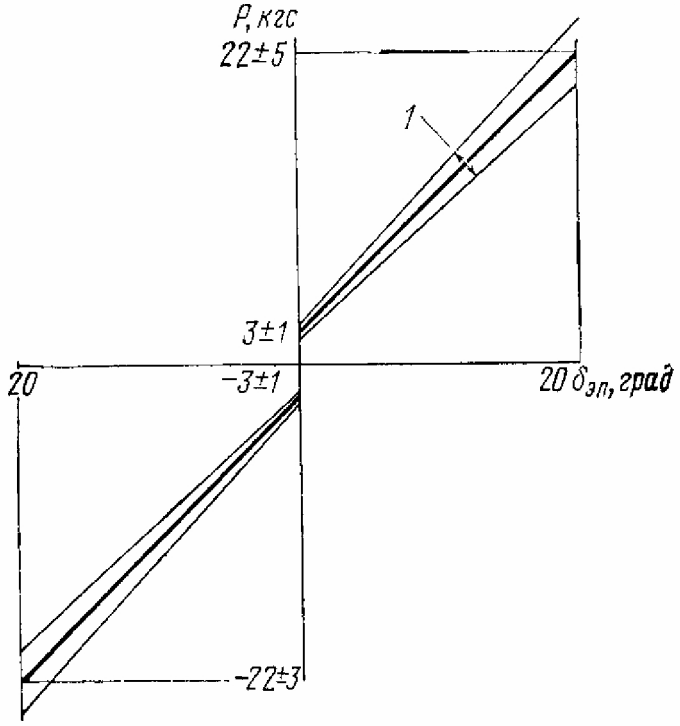


Рис. 3.32. Зависимость усилия на штурвале от изменения угла отклонения элеронов: 1—поле допуска (дорожка трения — 8 кгс; усилие трения — 4 кгс)

Механизм триммерного эффекта служит для триммирования усилий на штурвалах от пружинного загружателя.

Триммирование усилий пружинного загружателя обеспечивает полное снятие нагрузки на штурвалах при отклонении элеронов на углы ±5°±45'. Оно осуществляется электромеханизмом *15* (см. рис. 3.27), управление которым производится переключателем, установленным на козырьке средней приборной доски пилотов.

Работа электромеханизма триммирования проверяется следующим образом. При нейтральном свободном положении штурвала повернуть переключатель вправо и штурвал должен повернуться по ходу часовой стрелки на 30° за 6±1 с. Электромеханизм срабатывает при этом на уборку штока. При повороте переключателя влево штурвал повернется против хода часовой стрелки на тот же угол и за то же время, а

электромеханизм при этом сработает на выпуск штока. О нейтральном положении электромеханизма триммерного эффекта элеронов сигнализирует зеленое табло ТС-2 «Нейтраль—крен», установленное на средней приборной доске пилотов.

Следящая тяга служит для отключения режимов автоматической стабилизации крена при отклонении штурвала пилотом (см. рис. 3.27). Следящая тяга элеронов по своей конструкции однотипна со следящей тягой руля высоты (см. рис. 3.17) и отличается от нее только размерами одноименных деталей. Следящая тяга подвешена на двух ушках, прикрепленных на болтах к качалкам *14, 9* (см. рис. 3.27).

Установка концевых выключателей следящей тяги обеспечивает срабатывание их при ходах штока следящей тяги ±13 мм, что соответствует отклонению элеронов на углы ±3°45'.

Датчик ДПС-2 служит для замера обжатия пружинного загружателя. Датчик *11* с помощью кронштейна-хомута закреплен на стакане пружинного загружателя *13.*

3.5. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕРОНАМИ-ИНТЕРЦЕПТОРАМИ

Система управления элеронами-интерцепторами предназначена для их отклонения с целью повышения эффективности поперечного управления. Каждый элерон-интерцепторотклоняется только вверх с помощью рулевых приводов РП-57 и РП-58 после отклонения элерона на угол более—1°30'. Применение интерцепторов для повышения эффективности поперечного управления вызвано следующим. Для обеспечения высоких взлетно-посадочных характеристик на самолете использованы трехщелевые закрылки, размах которых на крыле для повышения их эффективности увеличен за счет уменьшения размаха элеронов.

Уменьшение размаха элеронов привело к уменьшению их эффективности. Это компенсировано применением внешних секций интерцепторов в качестве органов поперечною управления — элеронов-интерцепторов, которые отклоняются пропорционально углу отклонения элерона. Такая схема обеспечивает высокую эффективность поперечного управления. Система управления элеронами-интерцепторами состоит из дифференциальных механизмов *35* (см. рис. 3.27), жесткой проводки от дифференциального механизма до рулевых приводов *31.* Проводка управления элеронами-интерцепторами включает тяги, поводки, пружинные тяги *34,* ограничитель *33* отклонения элерона-интерцептора.

Управление элеронами-интерцепторами осуществляется штурвалами управления элеронами через дифференциальный механизм.

Дифференциальный механизм (рис. 3.33) служит для включения управления элероном-интерцептором. Он расположен на задней стенке третьего лонжерона крыла между нервюрами № 33— 34. На носке внутреннего торца элерона жестко закреплен упор *6,* который входит в контакт с роликом вильчатого болта *7,* ввернутого в качалку *8,* имеющую ось вращения на кронштейне навески элерона *5.* Второе плечо качалки *8* тягой-тандером *9* соединено с качалкой *4,* вращающейся в кронштейне *1.* От второго плеча качалки *4* проводка идет к рулевому приводу РП-57.

Между упором *6* и роликом на болте *7* имеется зазор, соответствующий диапазону отклонения элерона вверх от 0° до —1°30'±15'. Начиная с угла отклонения элерона вверх, который равен 1°30'±15', и до предельного угла, равного 20°±1°, упор *6* будет находиться в постоянном контакте с роликом *7,* отклоняя его вниз, благодаря чему будет происходить поворот качалки *8* и, следовательно, движение проводки на входной рычаг рулевого привода РП-57, который обеспечивает подачу сигнала рассогласования на два рулевых привода РП-58 и отклонение элерона-интерцептора вверх.

Рулевые приводы установлены между нервюрами № 24—26 (рис. 3.34). Входные звенья рулевых приводов РП-58 соединены между собой и входным звеном рулевого привода РП-57 тягами-тендерами. Рычаг *6* рулевого привода РП-57 в точке А соединен с проводкой управления.

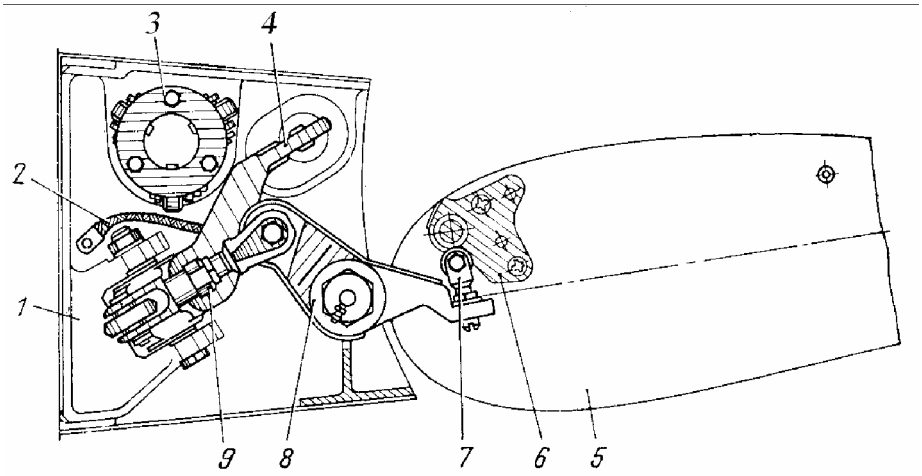


Рис. 3.33. Дифференциальный механизм:
1—кронштейн; 2—перемычка металлизации; 3—направляющая тяги элеронов; 4—качалка; 5—элерон; 6—упор; 7—вильчатый болт с роликом; 8—качалка; 9—тяга-тандер

Проводка управления элеронами-интерцеиторами передает движение от дифференциального механизма до входного звена рулевого привода РП-57. В проводке используются нерегулируемые тяги, по конструкции аналогичные тягам проводки руля высоты. Маркировка на тягах выполнена так же, как и на тягах проводки управления элеронами.

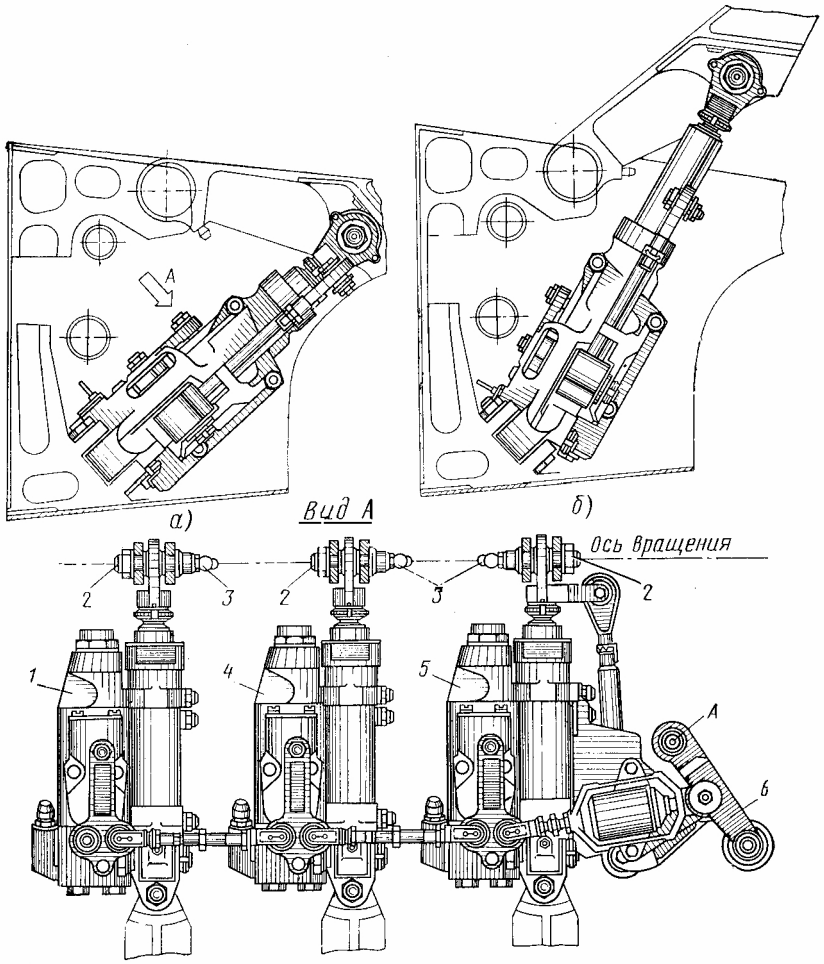


Рис. 3.34. Установка рулевых приводов РП-57 и РП-58 (на левом крыле). а—элерон-интерцептор закрыт; б—элерон-интерцептор открыт; 1, 4—рулевые приводы РП-58; 2—болт; 3—масленка; 5—рулевой привод РП-57; 6—входной рычаг рулевого привода РП-57

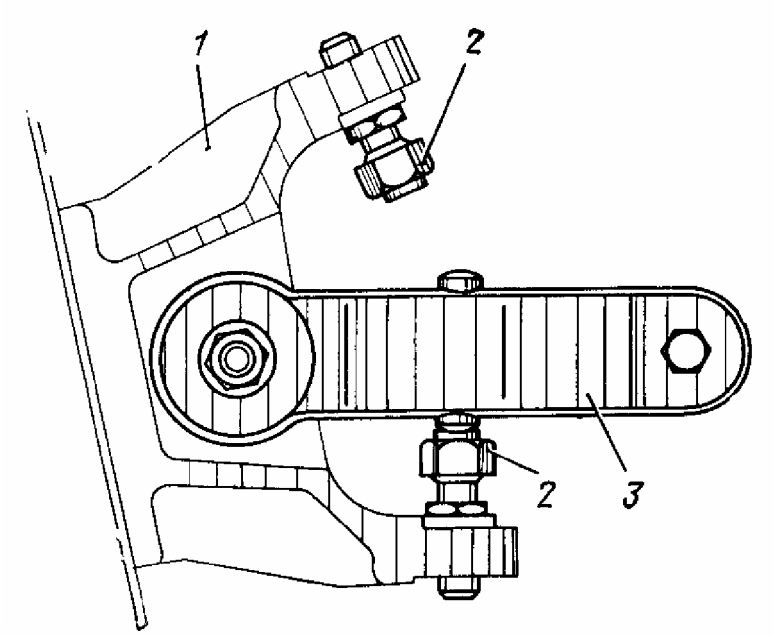


Рис. 3.35. Ограничители отклонения элерона-интерцептора: 1— кронштейн; 2—упор; 3—поводок

Поводки служат для поддержания тяг проводки управления элеронами-интерцепторами. Они расположены на нервюре № 30 и между нервюрами № 27—28.

Пружинная тяга служит для обеспечения автономности движения элерона от элерона-интерцептора в случае отставания или заклинивания последнего. Конструкция пружинной тяги элерона-интерцептора аналогична конструкции пружинной тяги руля высоты (см. рис. 3.10) и отличается от нее габаритами входящих в нее деталей и их материалом. Ход штока пружинной тяги элерона-интерцептора равен 50 мм. Чтобы обеспечить нормальную работу системы, пружина в тяге имеет предварительную затяжку 110±6 кгс.

Ограничитель отклонения элерона-интерцептора (рис. 3.35) расположен между нервюрами № 27 и 28. Поводок имеет упоры *2*. В один упор поводок упирается при убранном положении элерона-интерцептора, второй упор ограничивает его отклонение вверх. На рис. 3.35 показан поводок в положении, когда элерон-интерцептор убран.

При перемещении проводки управления при повороте входного рычага *13* (см. рис. 5.48) будет обжиматься пружина *12* в механизме обратной связи рулевого привода РП-57. Расчетное усилие обжатой пружины равно 50 кгс.

При возвращении отклоненного вверх элерона к нейтральному положению проводка управления элероном-интерцептором под действием обжатой пружины автоматически будет возвращаться в исходное положение и ролик болта *7* (см. рис. 3.33) будет следовать за упором *6*.

Элерон-интерцептор при этом будет принудительно закрываться, так как пружина механизма обратной связи одновременно сообщит распределительным устройствам приводов движение на уборку штоков. Закрытие элерона-интерцептора будет происходить до полностью убранного положения, когда упор элерона *6* при угле его отклонения, меньшем 1°30'±15', выйдет из контакта с роликом болта.

Движение проводки управления будет ограничено упором на ее поводке *3* (см. рис. 3.35). При убранном положении элерона-интерцептора усилие пружины (предварительная затяжка) равно 35 кгс.

Таким образом, при вращении штурвала по ходу часовой стрелки на полный угол, равный 125°±6°30', правый элерон отклонится вверх, левый — вниз на 20°±1°, при этом правый элерон-интерцептор отклонится вверх на угол 45°±2°, а левый элерон-интерцептор останется неподвижным. При вращении штурвала против хода часовой стрелки на полный угол, левый элерон отклонится вверх, правый — вниз, левый элерон-интерцептор отклонится вверх на те же углы, а правый элерон-интерцептор останется неподвижным.

3.6. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ СРЕДНИМИ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ

Система управления средними интерцепторами предназначена для торможения самолета в полете интерцепторами при нормальном и экстренном снижении, а также при торможении на земле при пробеге самолета.

Использование средних интерцепторов для торможения в полете потребовало строгой синхронизации их отклонения на правом и левом крыльях с тем, чтобы не допустить возникновения крена самолета при торможении. Это привело к использованию в системе управления интерцепторами гидравлических следящих приводов.

Система управления средними интерцепторами состоит из рукоятки управления *1* (рис. 3.36), тросовой и жесткой проводки и рулевых приводов *9*.

Рукоятка управления средними интерцепторами расположена в кабине экипажа на среднем пульте. Рукоятка (рис. 3.37) имеет корпус *1*, в нижнюю часть которого запрессованы два подшипника. Этими подшипниками рукоятка посажена на цилиндрический выступ сектора *7*, закрепленного на среднем пульте. Вращение рукоятки происходит относительно этого сектора.

Нижняя часть корпуса имеет рычаг с ушком. В верхней части корпуса находится поворотная часть рукоятки *5* с зубом, ограничивающим угол поворота рукоятки. Зуб поворотной части рукоятки входит в прорезь штока, являющегося стопором *2*, на который надета пружина *3*. При повороте рукоятки на себя сначала происходит поворот верхней части рукоятки и, вследствие того, что ее зуб вытаскивает стопор из паза в секторе *7*, происходит расстопоривание рукоятки и рукоятка может перемещаться. Стопор удерживает рукоятку в переднем и заднем положениях. Переднее положение рукоятки соответствует убранным интерцепторам, заднее — выпущенным.

Рядом с рукояткой на пульте расположен лимб *8* со стрелками, указывающими направление движения рукоятки для выпуска и уборки интерцепторов и углы его отклонения от 0° до 45°.

Рычаг рукоятки соединен тягой *9* с секторной качалкой *12*. На кронштейне *10* смонтирован концевой выключатель *11*. На ступице качалки *12* имеются регулируемые упоры, которые входят в контакт с концевиком выключателя *11*. Концевой выключатель *11* обеспечивает блокировку включения крана ГА-158 питания рулевых приводов РП-59.

Проводка управления средними интерцепторами предназначена для передачи перемещения рукоятки управления на входные звенья рулевых приводов. Проводка управления является тросовой от рукоятки управления *1* (см. рис. 3.36) до секторных качалок *8*, смонтированных в крыле. От секторных качалок до входных рычагов рулевых приводов *9* используется жесткая проводка.

В проводку управления входят тросы *5*, ролики *4*, герметические выводы *7* тросов, тяги *2* и качалки *10*.

Тросы проводки качалки *3* идут вдоль левого борта фюзеляжа рядом с жесткой проводкой управления самолетом, но ближе к его оси симметрии. Тросы управления марки КСАН-2,5. Для предотвращения коррозии тросы оцинкованы и пропитаны антикоррозийным составом.

Для уменьшения вытяжки тросов в процессе эксплуатации перед установкой на самолет они подвергаются предварительной вытяжке усилием 270 кгс в течение 30 мин.

Тросовая проводка имеет предварительное натяжение, равное 30±3 кгс при температуре воздуха 20°±5°С (см. рис. 3.53). Тросовая проводка поддерживается направляющими роликами. В проводке установлены разъемные регулируемые соединения в фюзеляже на третьем лонжероне центроплана и в крыле.

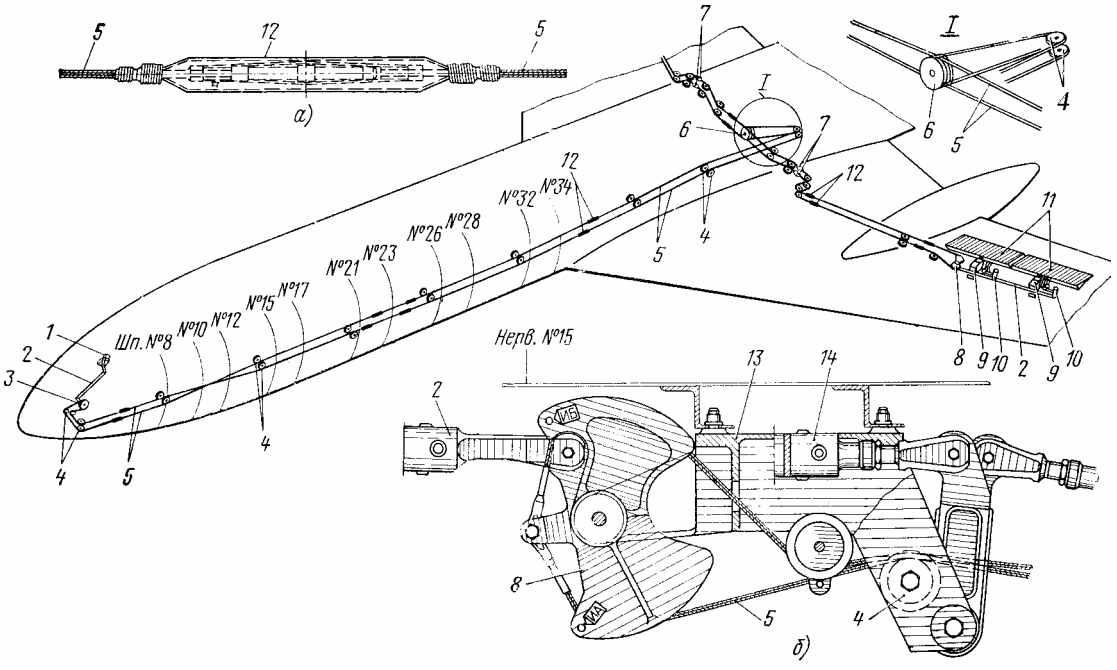


Рис. 3.36. Система управления средними интерцепторами:

а—типовой стык троса; б—установки секторной качалки (на левом крыле); 1—рукоятка; 2—тяга управления интерцепторами: 3, 8—секторные качалки; 4—ролик; 5—тросы; 6—распределительный барабан; 7—герметические выводы; 9—рулевой привод РП-59; 10—качалка; 11—интерцептор; 12—чехол; 13—кронштейн; 14—тяга управления элеронами

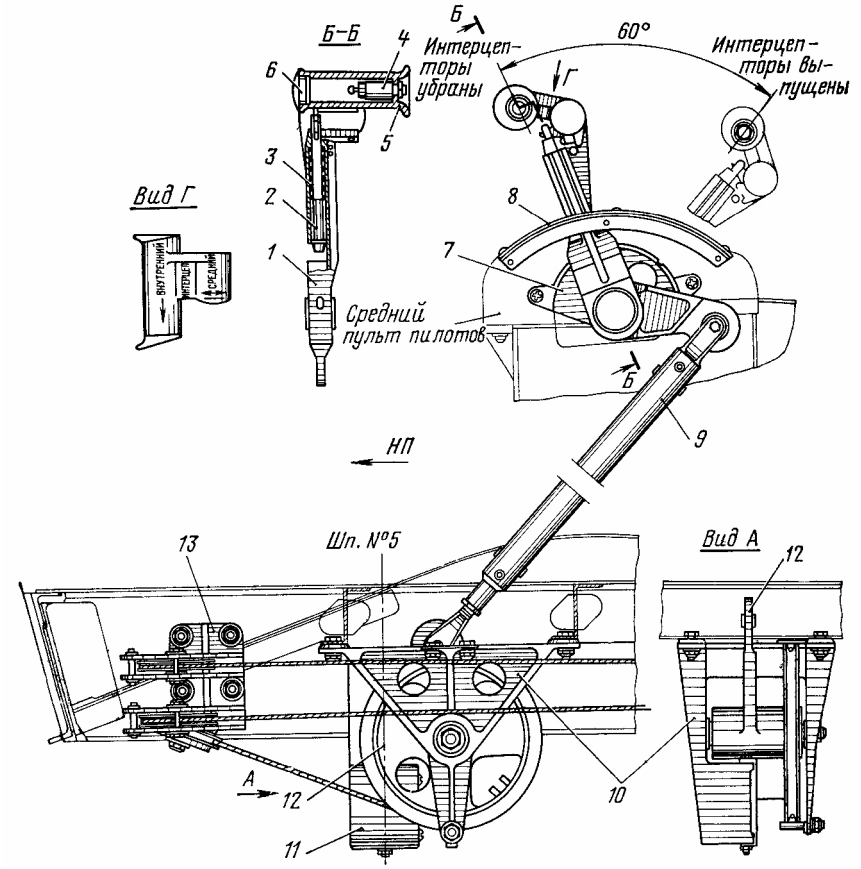


Рис. 3.37. Рукоятка управления интерцепторами: 1—корпус; 2—стопор; 3—пружина; 4—кнопка КНР; 5—поворотная верхняя часть рукоятки; 6—заглушка; 7—сектор; 8—лимб; 9—тяга; 10—кронштейн; 11—концевой выключатель; 12—секторная качалка; 13—установка направляющих роликов

На наконечниках тросов имеется буквенная и цветная маркировка. На одном наконечнике буквенная «ИА» и цветная — две белых полосы, на другом — буквенная «ИБ» и цветная — одна белая и одна черная полосы. Стыки тросов для сохранения смазки закрыты чехлами из кожзаменителя (см. рис. 3.36).

На третьем лонжероне центроплана в фюзеляже тросы переходят на распределительный барабан *6* и с него по направляющим роликам попарно расходятся в правое и левое крыло в следующем порядке: в правое крыло верхний — «ИБ», нижний — «ИА», в левое крыло — в обратной последовательности.

Из фюзеляжа в крыло тросы проходят через герметические выводы *7*, расположенные между шпангоутами № 49—50. В крыле тросовая проводка проложена на роликах, находящихся на задней стенке третьего лонжерона.

Ролики служат для поддерживания тросов, предотвращения соприкосновения их с элементами конструкции и изменения направления тросов. Они изготовлены из текстолита. С целью уменьшения трения в системе в них запрессованы шарикоподшипники закрытого типа. К фюзеляжу и крылу ролики крепятся при помощи кронштейнов.

Герметический вывод троса (рис. 3.38) состоит из текстолитовых корпуса *1* и крышки *2*, внутри которых находится сердечник *3* из бязи. Болты *4* с гайками *5* служат для крепления корпуса к герметической перегородке и затяжки сердечника. С целью установки и замены сердечник разрезан вдоль отверстия под трос. При затягивании гаек

сердечник сжимается крышкой и облегает трубку, через которую проходит трос, благодаря чему устраняется утечка воздуха через гермовывод.

При монтаже сердечников следует иметь в виду, что их чрезмерная затяжка вызывает увеличение усилия трения в проводке управления средними интерцепторами и преждевременный износ сердечников. Для устранения чрезмерной затяжки между корпусом и крышкой прокладываются шайбы. Перед монтажом сердечник должен быть густо смазан смазкой ЦИАТИМ-201. Допустимый эксцентриситет установки гермовывода относительно оси троса не должен превышать 3 мм в любую сторону.

Жесткая проводка от секторной качалки *8* (см. рис. 3.36) к входным рычагам рулевых приводов проложена вдоль задней стенки третьего лонжерона и. состоит из четырех регулируемых тяг, двух качалок, расположенных рядом с рулевыми приводами и двух поводков. Тяги изготовлены из дуралюминовых труб, маркировки на тягах нет.

Двуплечая качалка *8* (рис. 3.39) одним плечом соединена с тягой проводки управления, а другим — с помощью шарнира *7* и регулируемой тяги *6* **с** входным звеном рулевого привода РП-59. Шарнир 7 необходим для компенсации перекосов между качалкой *8* и входным рычагом рулевого привода, возникающих при отклонении интерцептора. Рулевые приводы РП-59 установлены на нервюрах № 16 и 20.

Использование средних интерцепторов только на режимах торможения самолета позволило выполнить систему без гидравлического резервирования. Это, в свою очередь, потребовало жесткой механической фиксации интерцепторов в убранном положении, что позволило отключать в полете гидравлическое питание от рулевых приводов и тем самым повышать надежность их системы гидропитания.

Для выпуска средних интерцепторов необходимо перевести рукоятку назад против направления полета до упора в положение «Выпуск» и убедиться, что рукоятка зафиксирована в заднем положении. Ход рукоятки 60°, усилие на рукоятке в конце хода не более 10 кгс. При установке рукоятки в крайнее заднее положение замыкается концевой выключатель *11* (см. рис. 3.37) и электропитание поступает на электромагнитный кран ГА-158.

Одновременно при повороте рукоятки вал золотника рулевого привода, связанный проводкой управления с рукояткой, поворачивается и смещает золотник, который открывает доступ рабочей жидкости в одну из полостей рулевого привода. При снятии штока рулевого привода РП-59 с замка срабатывают его концевые выключатели и подается сигнал на световое табло сигнализации «Замки интерцепторов открыты», причем сигнал подается с каждого рулевого привода.

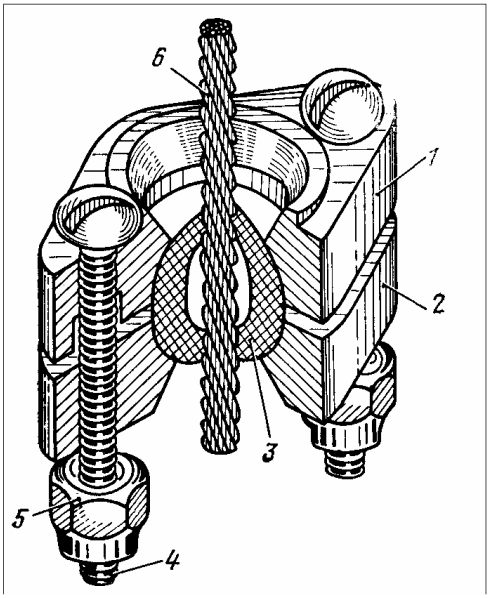


Рис. 3.38. Герметический вывод троса:

1—корпус; 2—крышка; 3—сердечник; 4—болт; 5—гайка; 6—трос (трубка условно не показана)

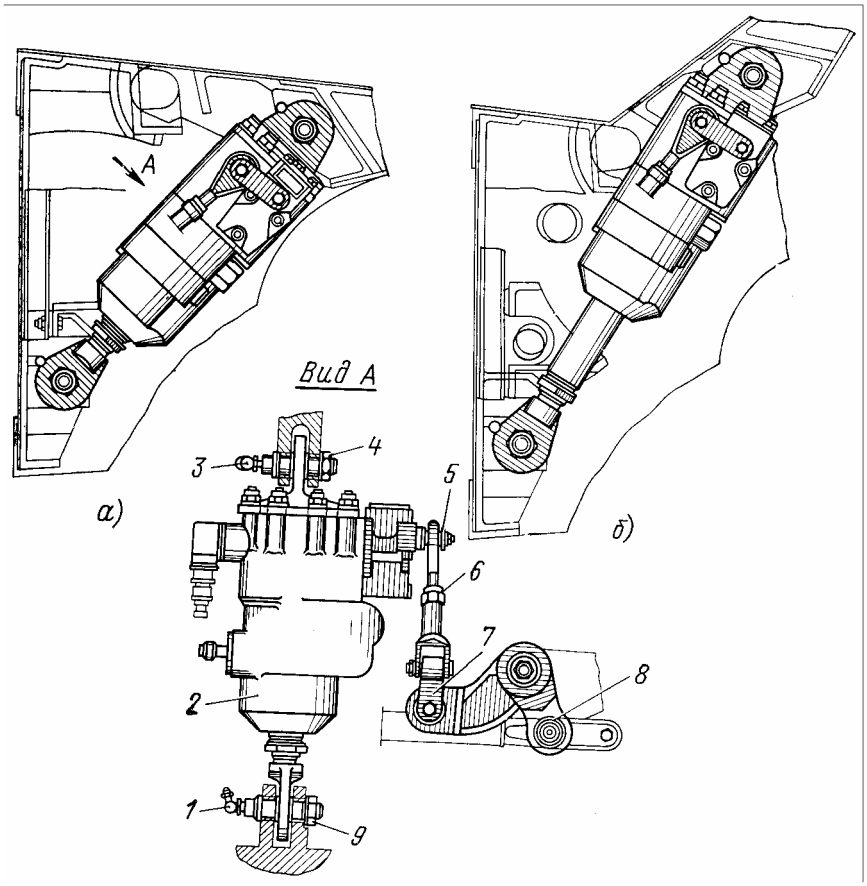


Рис. 3.39. Установка рулевого привода РП-59 (на правом крыле, нервюра 16): а—интерцептор закрыт; б—интерцептор открыт; 1, 3—масленки; 2—рулевой привод; 4, 9— болты; 5—входное звено; 6—регулируемая тяга; 7—шарнир; 8—качалка

Для уборки интерцепторов достаточно нажать на верхнюю часть рукоятки и перевести ее вперед по направлению полета до упора, где стопор автоматически войдет в конусный паз сектора и застопорит рукоятку. При установке интерцепторов в убранное положение и при установке штоков рулевых приводов на замки гаснет табло на средней приборной доске пилотов и прекращается подача питания к рулевому приводу. Если хотя бы один рулевой привод РП-59 не встал на замок, о чем сигнализирует летчику то же световое табло, то питание подается ко всем рулевым приводам, пока рулевой привод не встанет на замок.

В случае отказа гидросистемы при выпущенном положении интерцепторов гидравлическое питание отключается кнопкой *21* (см. рис. 2.6), расположенной на средней приборной доске пилотов. Аварийная уборка интерцепторов осуществляется под действием аэродинамической нагрузки со скоростью 3 град/с, а также может осуществляться пилотом при перемещении рукоятки управления интерцепторами в крайнее переднее положение. Интерцепторы при этом уберутся до углов 1,7°—2°. В процессе уборки и в убранном положении интерцепторы демпфируются рулевыми приводами.

3.7. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРОМ

На самолете применен переставляемый стабилизатор, что позволяет эксплуатировать самолет с более передней центровкой на взлете и посадке при сохранении требуемых запасов углов отклонения руля высоты и без увеличения усилий на штурвале. Система управления стабилизатором изменяет угол положения стабилизатора относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ) от —1°30' до —7°.

В процессе эксплуатации применяются два положения стабилизатора: основное (полетное) —1°30' и взлетно-посадочное — 7°.

Система управления стабилизатором состоит из электромеханизма МУС-ЗПТВ *3* (рис. 3.40), подъемника 5, переключателя *9*, индикатора положения стабилизатора *8*.

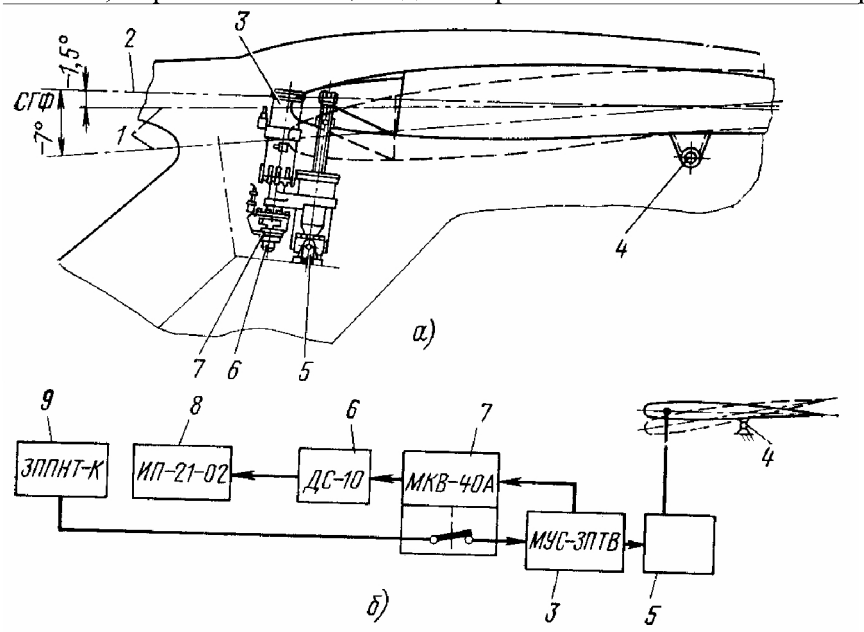


Рис. 3.40. Принципиальная схема управления стабилизаторам: а—схема перестановки стабилизатора; б—блок-схема управления стабилизатором; 1—хорда стабилизатора: 2—линия, параллельная СГФ; 3—электромеханизм МУС-ЗПТВ; 4—ось вращения; 5—подъемник; 6—датчик ДС-10; 7—механизм концевых выключателей МКВ-40А; 8—индикатор положения стабилизатора ИП21-02; 9—переключатель управления

Электромеханизм МУС-ЗПТВ (рис. 3.41) служит для приведения в действие системы управления стабилизатором. В электромеханизме имеются два электродвигателя переменного тока, связанных между собой через редуктор с суммирующим дифференциалом. Реверсирование осуществляется путем переключения фаз обмоток электродвигателей.

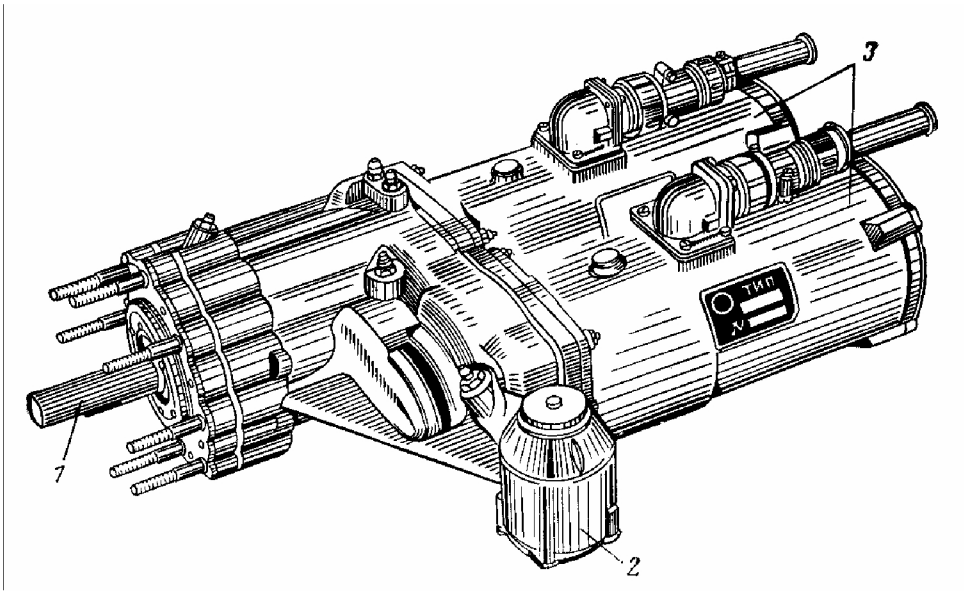


Рис. 3.41. Электромеханизм управления стабилизатором МУС-ЗПТВ: 1—выходной вал; 2—руной привод; 3—электродвигатель

Питаются электродвигатели от разных электроцепей. В каждый электродвигатель встроена электромагнитная муфта сцепления — торможения, которая питается от сети постоянного тока. В случае выхода из строя одного электродвигателя или его отключения электромагнитная муфта стопорит кинематическую цепь этого электродвигателя. При этом другой электродвигатель обеспечивает прежнюю величину рабочего момента на выходном валу, но с меньшей вдвое скоростью. При выключении электромеханизма МУС-ЗПТВ система управления стабилизатором стопорится тормозными электромагнитными муфтами электродвигателей.

Вращение от электродвигателей передается через дифференциал, суммирующий вращение двух одновременно работающих электродвигателей, и затем через фрикционную муфту на выходной вал *1* электромеханизма. Фрикционная муфта предохраняет электромеханизм, а также систему управления стабилизатором от перегрузки.

В случае перегрузки выходного вала фрикционная муфта будет пробуксовывать, ограничивая крутящий момент, развиваемый приводным валом. Для регулировки и проверки системы управления стабилизатором на земле при обесточенном состоянии обоих электродвигателей перемещение стабилизатора может осуществляться вручную посредством съемной рукоятки ручного привода *2*. Момент на рукоятке ручного привода при перекладке стабилизатора не более 0,1 *кгс·м*. Запас хода подъемника при крайних положениях стабилизатора (—1°30' и —7°) составляет не менее 72 оборотов ручного привода электромеханизма МУС-ЗПТВ.

Подъемник стабилизатора предназначен для преобразования вращения выходного вала электромеханизма МУС-ЗПТВ в возвратно-поступательное движение винта для отклонения стабилизатора. Подъемник установлен с помощью кронштейна на торцевой нервюре киля. Винт подъемника посредством болта соединен с кронштейном, закрепленным на переднем лонжероне стабилизатора.

Ведущая шестерня *6* (рис. 3.42) состыкована одним концом с электромеханизмом МУС-ЗПТВ; а другим — с механизмом концевых выключателей МКВ-40А. Ведомая шестерня *7* соединена с гайкой *8*. Внутри гайки *8* перемещается винт *9*. Винтовая пара имеет трапецеидальную резьбу. Для повышения надежности винт подъемника дублирован расположенным внутри его стержнем *10*. В крайних положениях ход винта ограничивается упорами *2, 5*. Подъемник присоединяется к узлам крепления на киле и

стабилизаторе посредством карданных узлов *1, 4*. Электромеханизм МУС-ЗПТВ приводит во вращение гайку *8*. Винт подъемника *9*, перемещаясь в гайке *8*, отклоняет стабилизатор.

Управление стабилизатором осуществляется переключателем *1* (см. рис. 3.15), колпачок блокировки которого имеет разные варианты. Перестановка стабилизатора в полетное положение производится переводом переключателя в положение «Пикир.», а перестановка во взлетно-посадочное положение — переводом переключателя в положение «Кабрир.».

На самолетах последних выпусков управление стабилизатором осуществляется в автоматическом или ручном режиме. Режим управления стабилизатором определяется положением колпачка переключателя ручного управления, установленного на электрощитке козырька средней приборной доски пилотов.

При закрытом колпачке включены цепи автоматического управления и выключены цепи ручного управления. При открытом колпачке выключены цепи автоматического управления и включены цепи ручного управления.

В автоматическом режиме управление стабилизатором осуществляется совместно с управлением закрылками при перемещении рукоятки для выпуска или уборки закрылков. При повороте рукоятки управления закрылками из положения 0° на любой угол одновременно с выпуском закрылков на заданный рукояткой угол происходит перестановка стабилизатора во взлетное положение —3° (по индикатору) при нейтральном положении переключателя ручного управления.

Перестановка стабилизатора в посадочное положение —5°30' осуществляется перестановкой переключателя ручного управления стабилизатором в положение «Кабрир.» при закрытом колпачке. При этом перестановка стабилизатора будет происходить при углах отклонения закрылков не менее 31°.

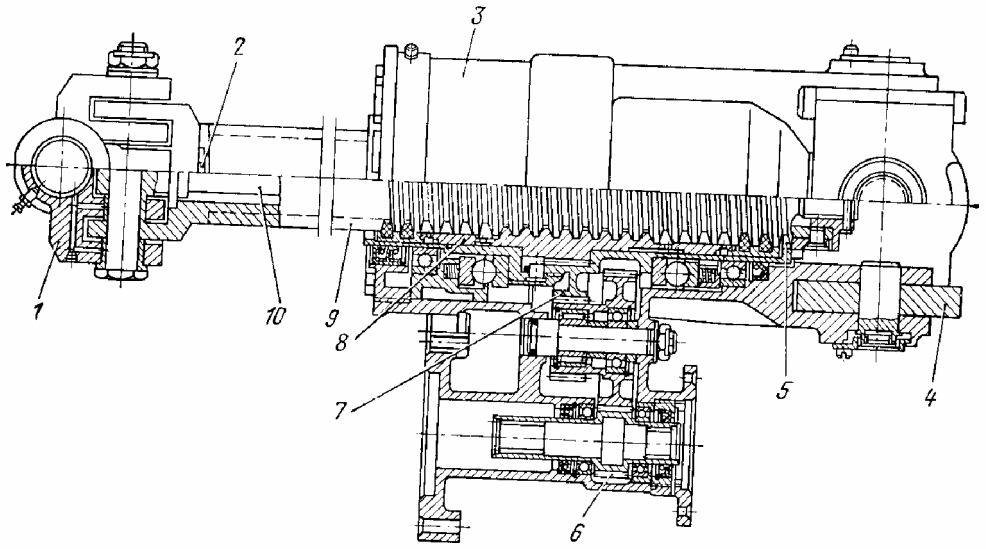


Рис. 3.42. Подъемник стабилизатора:
1, 4—карданные узлы; 2, 5—упоры; 3—корпус; 6—ведущая шестерня; 7—ведомая шестерня; 8—гайка; 9—винт; 10—стержень

При установке рукоятки управления закрылками в положение 0° одновременно с уборкой закрылков происходит перестановка стабилизатора в полетное положение 0°(по индикатору) независимо от положения переключателя ручного управления стабилизатором.

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

Управление стабилизатором в ручном режиме осуществляется независимо от положения закрылков посредством его переключателя, установленного на козырьке средней приборной доски пилотов, во всем диапазоне рабочих углов установки стабилизатора.

Для остановки стабилизатора в требуемом положении необходимо переключатель установить в нейтральное положение при подходе стрелки индикатора ИП21-02 к заданному значению угла.

Во всех случаях при переходе на ручное управление стабилизатором необходимо убедиться, что его переключатель находится в нейтральном положении. Если переключатель установлен в положении «Кабрир.», то необходимо поставить его в нейтральное положение, после чего можно открывать колпачок.

Указатель положения стабилизатора УП-21-02 предназначен для индикации угла отклонения стабилизатора. Индикатор размещен на средней приборной доске пилотов. Диапазон измерения индикатора от —1°30' до —7°, причем положению стабилизатора —1°30' относительно СГФ соответствует положение стрелки индикатора на 0°. При перестановке стабилизатора на угол —7° относительно СГФ стрелка индикатора должна показывать угол —5°30'.

Выключение электромеханизма МУС-ЗПТВ осуществляется автоматически механизмом концевых выключателей МКВ-40А. Механизм МКВ-40А устанавливается на корпусе подъемника стабилизатора со стороны, противоположной установке электромеханизма МУС-ЗПТВ, и соединяется шлицевым валиком с ведущей шестерней подъемника.

Механизм концевых выключателей МКВ-40 одновременно служит приводом для датчика ДС-10 указателя УП-21-02.

3.8. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ

Система управления закрылками — гидроэлектромеханическая. Система предназначена для выпуска и уборки закрылков. Она состоит из системы перемещения закрылков СПЗ-1А, механической части — трансмиссии и винтовых подъемников и системы сигнализации (рис. 3.43).

Система перемещения закрылков СПЗ-1А обеспечивает выпуск и уборку закрылков с автоматической установкой их в любое положение, заданное рукояткой *2* управления закрылками, которая расположена на верхнем электрощитке пилотов (рис. 3.44). Рядом с рукояткой расположен лимб, по которому задаются углы отклонения закрылков от 0° до 45°. Справа от рукоятки установлен переключатель *4* режимов работы системы. При нормальной работе системы переключатель находится в положении «Автомат» и закрыт колпачком. На верхнем электрощитке установлен аварийный выключатель питания *7* системы, который может находиться в положении «Питание» или «Выкл.». Он предназначен для аварийной остановки системы, а также для выключения питания системы.

На самолетах последних выпусков система управления закрылками в автоматическом и ручном управлении предусматривает совместную работу с системами управления предкрылками и стабилизатором от рукоятки управления закрылками при закрытых колпачках переключателей ручного управления предкрылками и стабилизатором.

Совместная работа указанных систем осуществляется следующим образом.

При установке рукоятки управления закрылками из положения 0° на любой угол одновременно происходит выпуск закрылков на заданный рукояткой угол, выпуск предкрылков и перестановка стабилизатора из полетного положения 0° во взлетное положение —3° при нейтральном положении переключателя ручного управления стабилизатором.

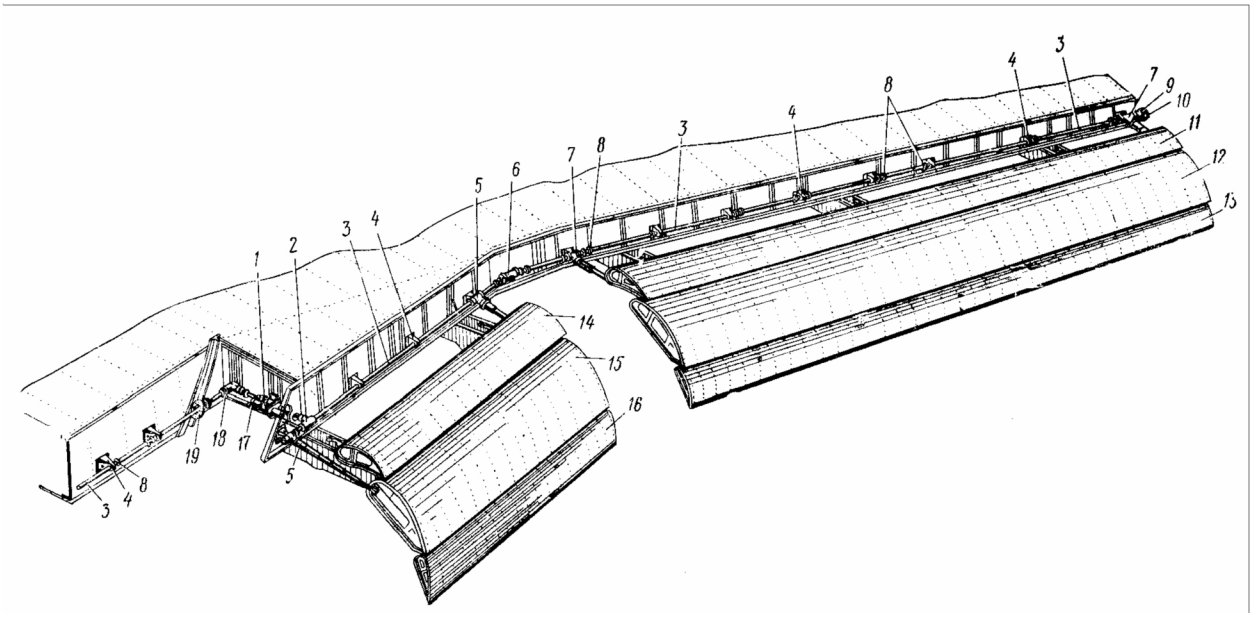


Рис. 3.43. Система управления закрылками:
1—рулевой привод РП-60-1; 2, 6, 18—редукторы; 3—вал трансмиссии; 4—спора; 5—подъемник внутреннего закрылка; 7—подъемник внешнего закрылка; 8-карданный узел; 9—механизм концевых выключателей МКВ-41; 10—датчик ДС-10; 11, 14—рефлекторы; 12, 15—средние части закрылка; 13, 16—хвостики закрылка; 17—механизм концевых выключателей МКВ-42А; 19—герметический вывод

При установке рукоятки управления закрылками из любого положения в положение 0° одновременно происходит полная уборка закрылков и перестановка стабилизатора в полетное положение 0°. После полной уборки закрылков происходит уборка предкрылков в полностью убранное положение. При установке выключателя питания системы СПЗ-1А в положение «Выкл.» в процессе совместной работы указанных систем закрылки останавливаются, а предкрылки и стабилизатор продолжают движение.

Система СПЗ-1А включает в себя кроме рукоятки управления закрылками гидравлический рулевой привод РП-60-1 с механизмом концевых выключателей МКВ-42А, блок усиления и коммутации, механизм концевых выключателей МКВ-41А, переключатель режимов работы системы и систему индикации.

Гидравлический рулевой привод служит для приведения в действие системы управления закрылками. Гидравлическое питание каждого из каналов гидропривода осуществляется от гидросистемы I и II. В случае выхода из строя одного из каналов управления или при отказе одной из гидросистем, другой канал обеспечивает нормальную работу закрылков, но с меньшей вдвое скоростью выпуска (уборки) закрылков.

Рукоятка управления закрылками смонтирована на механизме концевых выключателей МКВ-43, который служит для формирования электрического сигнала, пропорционального углу поворота рукоятки управления.

Блок усиления и коммутации предназначен для коммутации электрических цепей питания гидравлического рулевого привода РП-60-1, отключения электропитания отдельных каналов системы или системы в целом при электрических отказах или нарушении механической связи между закрылками и выдачи сигналов на лампочки сигнализации работы рулевого привода РП-60-1.

Механизмы концевых выключателей МКВ-41А предназначены для переключения электрических цепей при достижении закрылками определенного положения, формирования электрического сигнала, пропорционального положению закрылков, и приведения в действие датчика указателя положения закрылков. Механизм МКВ-41А, установленный на левом внешнем подъемнике, производит замыкание электроцепи

электромеханизма включения полетного загружателя руля направления, переключение АУАСП № 1 с взлетно-посадочного режима на полетный при убранных закрылках и обеспечивает выключение сирены звуковой сигнализации. Механизм МКВ-41 на правом внешнем подъемнике обеспечивает выключение цепи автомата тяги в крайних положениях закрылков.

Для увеличения надежности система СПЗ-1А состоит из двух каналов управления, имеющих одно общее выходное звено — выходной вал гидравлического рулевого привода РП-60-1, который трансмиссией соединен с подъемниками закрылков. Электропитание каждого из каналов СПЗ-1А осуществляется отдельно через свои автоматы защиты.

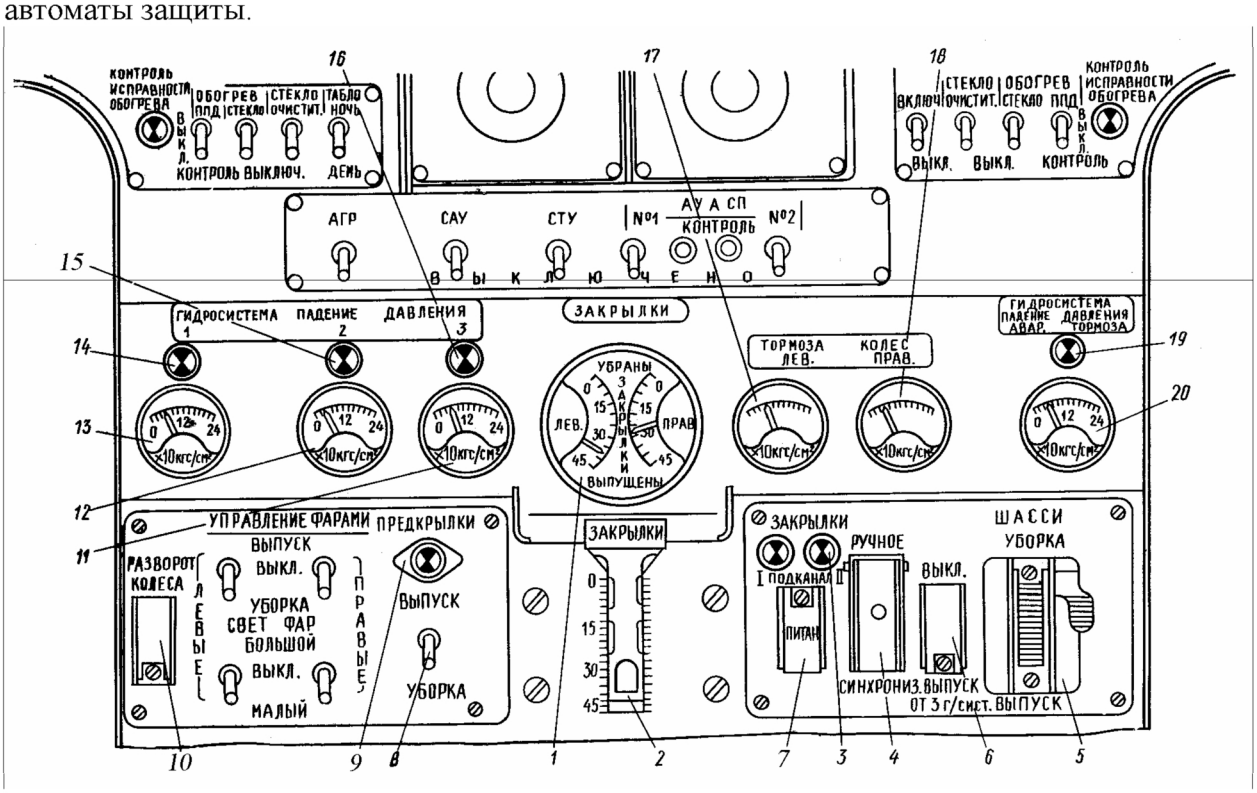


Рис. 3.44. Верхний электрощиток пилотов:
1—двухстрелочный индикатор ИП-32-05 положения закрылков; 2—рукоятка МКВ-43 с лимбом; 3— сигнальная лампа работы подканалов; 4—переключатель 2ППВН режимов работы; 5—переключатель ППНГ-15К управления уборкой и выпуском шасси; 6—выключатель ППГ-15 управления дублирующим аварийным выпуском шасси от третьей гидросистемы; 7—выключатель ВГ-15 питания управления закрылками; 8—переключатель ЗППГ-15К управления предкрылками; 9—лампа сигнализации выпущенного положения предкрылков; 10—переключатель ППГ-15 поворота колес передней ноги на 8°30′ или на 55°; 11—указатель УИ1-24О давления в III гидросистеме; 12—указатель УИ1-240 давления во II гидросистеме; 13—указатель УИ1-240 давления в 1 гидросистеме; 14—лампа СЛМ-61 (красная) сигнализации падения давления в I гидросистеме; 15—лампа СЛМ-61 (красная) сигнализации падения давления во II гидросистеме; 16—лампа СЛМ-61 (красная) сигнализации падения давления в III гидросистеме; 17—указатель давления в системе торможения колес левой ноги шасси УИ1-150; 18—указатель давления в системе торможения колес правой ноги шасси УИ1-150; 19—лампа СЛМ-61 (красная) сигнализации падения давления в системе аварийного торможения колес; 20—указатель давления в системе аварийного торможения колес УИ1-240

Переключатель режимов работы *4*, расположенный на верхнем электрощитке пилотов, имеет три положения: среднее положение «Автомат.» — автоматический режим, «Синхрониз.» — режим синхронизации, «Ручн.» — режим ручного управления. Здесь же

находится и аварийный выключатель *7*. При нормаль ной работе системы переключатель *4* находится в среднем положении, выключатель *7* — в положении «Включено».

Система СПЗ-1А имеет следующие режимы работы:

а) автоматический режим — режим, при котором закрылки устанавливаются в любое положение в соответствии с положением рукоятки управления;

б) режим автоматической синхронизации — режим, при котором в случае нарушения синхронного положения закрылков больше допустимой величины в результате нарушения механической связи между правыми и левыми закрылками обеспечивается синхронизация их положения посредством установки нормально перемещающихся закрылков в положение, соответствующее положению закрылков отказавших в работе;

в) аварийные режимы работы при различных электрических отказах в системе.

Выключение системы СПЗ-1А при достижении закрылками крайних рабочих положений осуществляется автоматически механизмом концевых выключателей МКВ-42А, установленным на рулевом приводе. При выключении системы СПЗ-1А вал трансмиссии стопорится посредством тормоза рулевого привода. Перемещение системы управления закрылками за пределы крайних рабочих положений ограничено упорами, встроенными в подъемники закрылков. При нормальной работе система при остановке рулевого привода РП-60-1 не должна доходить до нижних и верхних упоров на величину поворота вала привода от 90° до 180°.. Крайние положения системы на упорах обозначены метками "УПВ" (упор верхний — закрылки убраны) и «УПН» (упор нижний— закрылки выпущены), нанесенными на валу трансмиссии, который расположен сзади рулевого привода, против стрелки на пластинке.

При возникновении отказа в электросистеме в одном канале (система СПЗ-1А обеспечивает автоматическое отключение данного канала.

При отключении одного канала управления система сохраняет работоспособность, при этом вдвое уменьшается скорость вращения вала рулевого привода.

При отказах в электросистемах обоих каналов системы оба канала управления автоматически отключаются. В этом случае для управления закрылками пилот должен перейти на ручное травление, установив переключатель *4* в положение «Ручн.». Для выпуска (уборки) закрылков в режиме ручного управления пилот устанавливает рукоятку управления механизма МКВ-43 в соответствующее крайнее положение. Включение системы в этом режиме производится установкой рукоятки управления в любое промежуточное положение. Гидропривод, передавая вращение на трансмиссию, обеспечивает выпуск (уборку) закрылков.

Механическая часть системы управления закрылками включает в себя трансмиссию и винтовые подъемники.

Трансмиссия закрылков передает крутящий момент от рулевого привода 1 (см. рис. 3.43) к подъемникам *5, 7* и обеспечивает синхронную уборку и выпуск закрылков на правом и левом крыльях. Трансмиссия проложена по задней стенке третьего лонжерона центроплана в фюзеляже, задней стенке балки крыла и задней стенке третьего лонжерона отъемной части крыла. 1рансмиссия состоит из валов *3,* опор *4,* герметических выводов *19,* редукторов *2, 6, 18.*

Валы трансмиссии изготовлены из дуралюминовых труб, соединенных между собой, а также с редукторами и подъемниками шлицевыми наконечниками и карданами (рис. 3.45).

Карданы применяются для соединения валов трансмиссии, если их оси пересекаются под углом до 8°. Карданы исключают изгиб и заклинивание трансмиссии при деформации крыла и служат при этом для компенсации взаимных перемещений ее агрегатов.

Карданы имеют осевые шлицы, позволяющие валу трансмиссии перемещаться вдоль своей оси при деформации крыла. Кардан соединен с трубой вала двумя способами:

к трубе вала приклепывается или цилиндрическая часть вилки *1* кардана (см. рис. 3.45), или цилиндрическая часть фланца *4*, которая соединяется с ответным фланцем вилки кардана *6*. Фланцевое соединение необходимо для демонтажа трансмиссии. Карданное соединение закрыто резиновым чехлом *2*, оклеенным снаружи прорезиненным одинарным капроновым полотном. Кардан имеет вилки *1, 6, 8*, оси *15* и обойму *16*. Поверх обоймы кардана надевается кожух *7*, чтобы предотвратить выпадение осей *15*.

На торце вилки и на фланцевом соединении имеются риски, залитые красной эмалью. При установке карданов риски на вилках карданов должны находиться в одной плоскости.

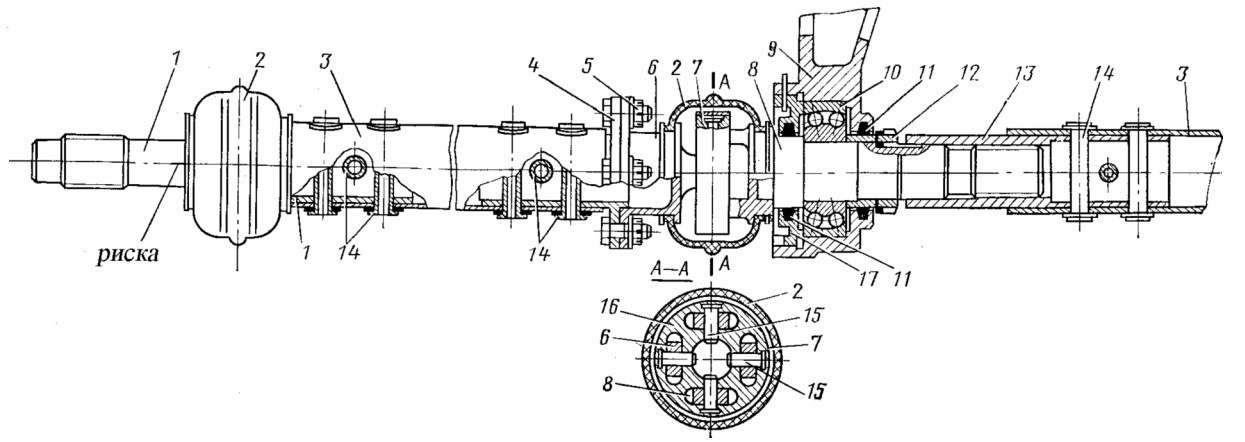


Рис. 3.45. Вал трансмиссии с опорой:
1, 6, 8-вилки кардана; 2-чехол; 3-труба; 4-фланец; 5-болтовое соединение; 7-кожух; 9-кронштейн; 70-подшипник; 11-уплотнение; 12, 17—гайки; 13—шлицевая втулка; 14—заклепка; 15—ось; 16—обойма

Опоры служат для поддержки валов трансмиссии. Опора (см. рис. 3.45) представляет собой кронштейн *9* с подшипником *10*, через который проходит вал. От осевого перемещения подшипник удерживается гайкой *17*. Гайка и кронштейн имеют уплотнения *11*.

Герметические выводы установлены в местах прохода трансмиссии через борта фюзеляжа. Корпус 7 гермоузла (рис. 3.46) изготовлен из резины, оклеенной снаружи прорезиненной капроновой тканью. Корпус закреплен на фланце *1*.

Внутри корпуса имеются резиновые уплотнения *8* с пружинными кольцами *9*. Уплотнения перед установкой в корпус заполняются смазкой ЦИАТИМ-201. Внутренняя полость гермоузла также заполнена смазкой ЦИАТИМ-201**.** Отклонение оси гермоузла от оси вала трансмиссии, проходящей через него, не более 0,5 мм.

Валы трансмиссии *3*, проходящие через гермоузлы, имеют в зоне контакта с манжетами *8* втулку *5*. Внутри вала вставлена резиновая пробка *6*.

Редукторы служат для изменения направления трансмиссии на угол более 8°, частоты вращения и направления вращения валов трансмиссии. Редуктор имеет корпус, внутри которого находятся шестерни. Каждая из них опирается на два шариковых подшипника. Шестерни имеют хвостовики со шлицами для соединения с валами трансмиссии.

Подъемники закрылков служат для перемещения закрылков, преобразуя вращение трансмиссии в поступательное движение закрылка. Подъемники внешних закрылков (рис. 3.47) отличаются от подъемников внутренних закрылков тем, что их головки расположены под углом к оси винта. В головке подъемника находится редуктор, состоящий из пары конических шестерен, установленных на шарикоподшипниках в корпусе подъемника. Ведущая шестерня *1* с помощью шлицев соединена с валами трансмиссии, ведомая шестерня *2* соединена с винтом 7. Винт и гайка *8* составляют винтовую пару. При вращении винта гайка перемещается по нему. Для уменьшения

трения перемещение гайки по винту осуществлено на шариках. Шарики *4* заполняют в гайке две секции, каждая из которых образует замкнутую цепочку шариков. На внешней поверхности гайки сделано два обводных канала (по одному на каждой секции), замыкающих контур, по которому катятся шарики при работе винтовой пары. При вращении винта и движении по нему гайки шарики перемещаются по контурам, образуемым резьбой винта и гайки, и трение скольжения заменяется трением качения.

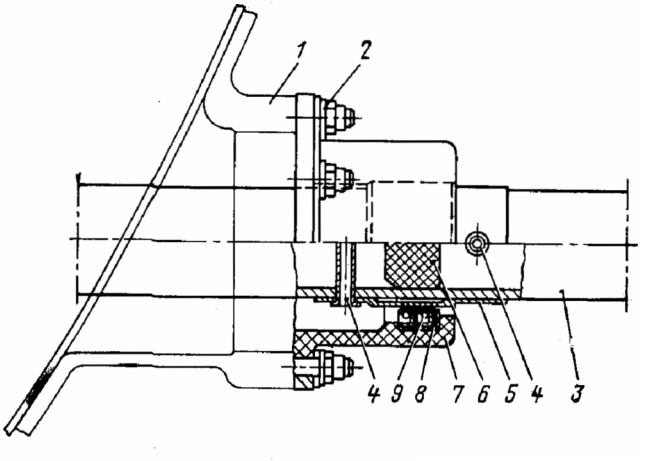


Рис. 3.46. Гермовывод трансмиссии:
1—фланец; 2—соединение фланца с гермоузлом; 3—вал трансмиссий; 4—трубчатая заклепка; 5—втулка; 5—пробка; 7—корпус гермоузла; 8—манжетное уплотнение; 9—распорное кольцо

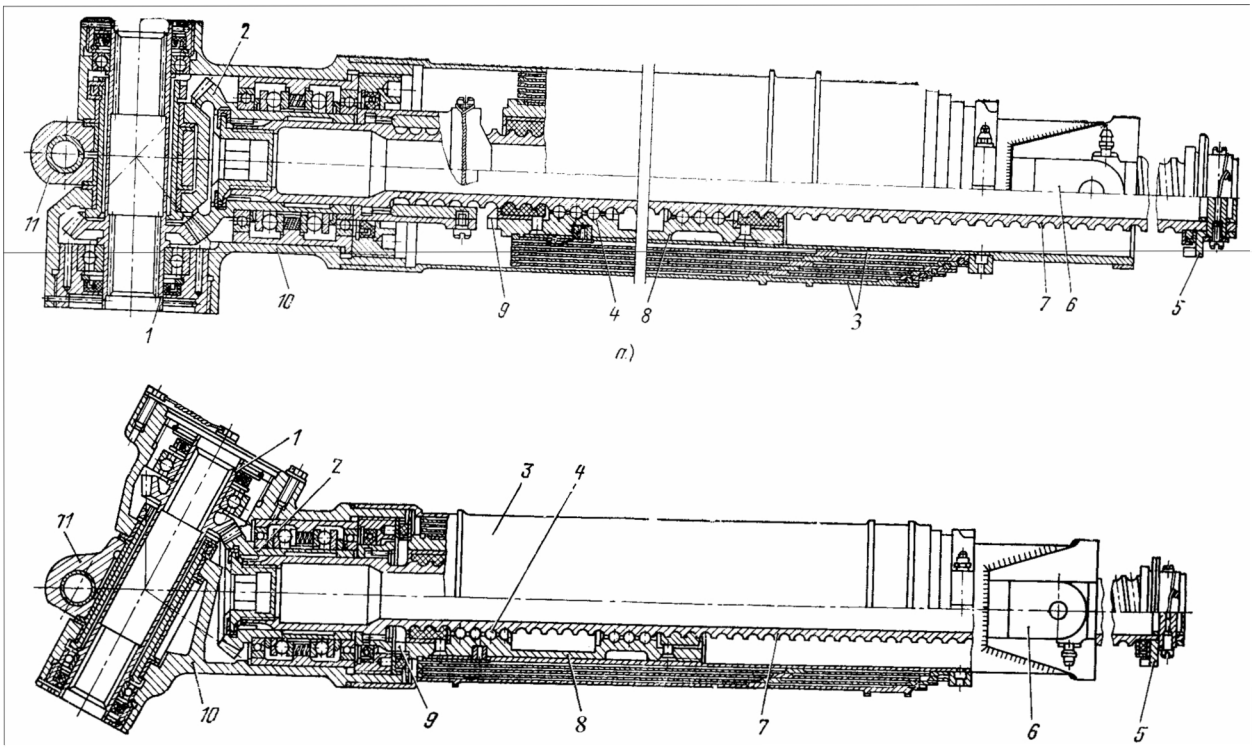


Рис. 3.47. Подъемники закрылков:
а-внутреннего закрылка; б-внешнего закрылка; 1-ведущая шестерня; 2-ведомая шестерня; 3- телескопический кожух; 4-шарик; 5,9-упоры; 6—вилка; 7—винт; 8—гайка; 10—корпус; 11—серьга

После прохода контура шарики направляются зубом-отражателем по обводному каналу обратно в начальные витки контура. На гайке закреплена вилка *6,* которая присоединяется к шкворню закрылка. В крайних положениях ход гайки ограничивается

упорами *5, 9.* Для защиты рабочей поверхности винта от загрязнения винтовая пара закрыта многозвенным телескопическим кожухом *3.* К кронштейнам на конструкции крыла подъемники присоединяются Карданными серьгами *11.* Подъемники внутреннего закрылка устанавливаются в кронштейнах на балке хвостовой части центроплана крыла.

Подъемники внешнего закрылка устанавливаются в кронштейнах на третьем лонжероне крыла. Посредством шкворней подъемники присоединяются к средней части закрылка. Каждый закрылок перемещается двумя винтовыми подъемниками. Перемещение дефлектора происходит при выпуске закрылка с помощью механизма, состоящего из качалок *5, 17* (см. рис. 2.47), тяг *4, 6* и связывающего его с крылом и средней частью закрылка.

Параметры механизма выбраны так, что при перемещении средней части закрылка обеспечивается такое перемещение дефлектора, которое дает заданную для разных положений закрылка величину щели. Механизмы дефлектора помещаются в обтекателях механизмов закрылка.

Хвостик закрылка связан с дефлектором в местах основных механизмов закрылка с помощью двух тяг (см. рис. 2.47) и качалки, установленной в средней части закрылка.

При выпуске закрылков хвостик перемещается со средней частью и, вследствие соединения с дефлектором, он отклоняется, поворачиваясь на шарнире относительно средней части закрылка. Таким образом, при выпуске закрылка положение дефлектора и хвостика относительно крыла обусловлено положением средней части закрылка, которая перемещается с помощью винтовых подъемников.

Система сигнализации обеспечивает контроль положения закрылков. Двухстрелочный индикатор *1* (см. рис. 3.44) положения закрылков на правом и левом крыльях установлен на верхнем электрощитке пилотов.

При установке рукоятки управления в фиксированные положения — 0°, 28° и 45° внутренние закрылки должны отклоняться при одновременной работе I и II каналов системы СПЗ-1А на 2°+10', 28°±1°30' и 45°±1° соответственно. При этом показания индикатора положения закрылков должны соответствовать углам 0°, 28° и 45°, заданным рукояткой управления с точностью ±2°30'.

При выпуске (уборке) закрылков рукояткой управления должны гореть две зеленые лампы, расположенные на верхнем электрощитке пилотов, сигнализирующие о работе каждого канала управления системы СПЗ-1А.

В случае неправильного положения закрылков при взлете — закрылки убраны или выпущены не на взлетный угол (взлет должен производиться при отклонении внутренних закрылков на угол 28°±1°30' по индикатору) в момент установки РУД в положение взлетного режима включается звуковая сигнализация, запрещающая взлет. На правом и левом механизмах концевых выключателей МКВ-41 установлено по одному датчику ДС-10, которые вместе с индикатором ИП-32-05, расположенным на верхнем электрощитке пилотов, входят в комплект указателя положения закрылков УП-32-05.

3.9. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПРЕДКРЫЛКАМИ

Система управления предкрылками — электромеханическая и предназначена для выпуска и уборки предкрылков.

Система управления состоит из электромехаиизма ЭПВ-8П *13* (рис. 3.48), механической части, включающей трансмиссию и винтовые подъемники 1, *5, 7,* системы управления и сигнализации.

Электромеханизм ЭПВ-8П (рис. 3.49) имеет два электродвигателя, вращение которых через планетарные редукторы и дифференциальный редуктор, суммирующий вращение двух одновременно работающих электродвигателей, передается на выходной вал электромеханизма. Реверсирование двигателей осуществляется переключением фаз

обмоток возбуждения. В каждый электродвигатель встроена электромагнитная муфта сцепления — торможения.

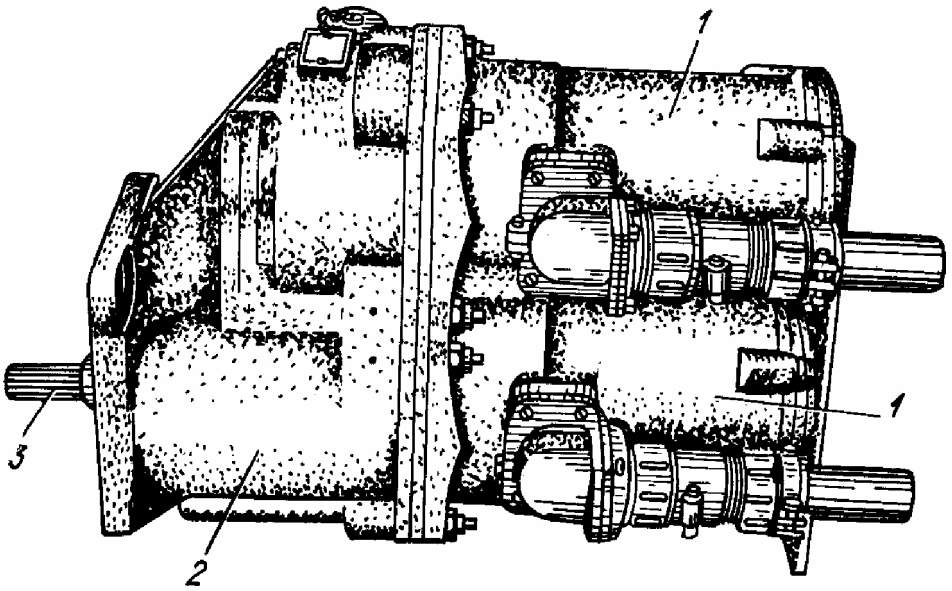


Рис. 3.49. Электромеханизм ЭПВ-8П: 1—электродвигатели АДС-600Т; 2—корпус редуктора; 3—вал

Электродвигатели подключены к разным цепям питания, что повышает надежность работы электропривода при отказе одного электродвигателя. Электромагнитная муфта отключает отказавший электродвигатель от его кинематической цепи, при этом работа другого обеспечивает прежнюю величину рабочего момента на выходном валу электромеханизма, но скорость его вращения снижается в два раза. В электромеханизм встроена многодисковая фрикционная муфта, которая предохраняет электромеханизм и систему управления от перегрузки. При отказах в системе выпуска или установке на упоры в подъемниках фрикционная муфта будет пробуксовывать, ограничивая момент, развиваемый выходным валом.

Для регулировки и проверки системы в обесточенном состоянии выпуск и уборка предкрылков осуществляются ручным приводом электромеханизма при помощи съемной рукоятки.

Электромеханизм установлен на угловом редукторе (см. рис. 3.48) правой ветви трансмиссии.

Трансмиссия предкрылков передает крутящий момент от электромеханизма ЭПВ-8П к винтовым подъемникам и обеспечивает синхронный выпуск и уборку предкрылков на правом и левом крыльях.

Трансмиссия предкрылков смонтирована на первом лонжероне центроплана и первом лонжероне отъемной части крыла. Трансмиссия состоит из валов *2,* промежуточных опор *8,* двух угловых редукторов *10, 14,* герметических выводов *11.*

Валы трансмиссии представляют собой дуралюминовые трубы, соединение между которыми осуществляется с помощью шлицевых наконечников и карданов. Конструкция вала трансмиссии предкрылков аналогична конструкции вала трансмиссии закрылков (см. рис. 3.45). В трансмиссии применяются три типа валов: с карданами, закрепленными на обоих концах вала, с карданом, закрепленным на одном конце вала, и без карданов. Карданы служат для связи валов, расположенных друг к другу под углом, и компенсации монтажных перекосов и допускают угловые перемещения одного вала относительно другого, что исключает их изгиб и заклинивание при деформации крыла.

Вал с одним закрепленным на нем карданом на втором конце имеет шлицевую втулку, а вал без карданов имеет две шлице-вые (втулки, что позволяет валам

трансмиссии поступательно перемещаться вдоль своей оси при деформации крыла. Карданное соединение закрыто чехлом.

Перед установкой чехла карданный узел густо смазывают смазкой ЦИАТИМ-201. На торце вилки и на фланцевом соединении имеется риска, залитая краской. При установке карданов риски на выходных вилках карданов должны находиться в одной плоскости.

Промежуточные опоры, на которые опираются валы трансмиссии, представляют собой корпус, в который установлены самоориентирующиеся шариковые подшипники. Конструкция промежуточных опор трансмиссии предкрылков аналогична конструкции опорных кронштейнов трансмиссии закрылков (см. рис. 3.45). Валы трансмиссии состыковываются между собой на промежуточных опорах. Зазор между торцом шлицевой втулки вала и гайкой промежуточной опоры должен быть не менее 2 мм. При состыковке валов с винтовыми подъемниками и редукторами зазор между торцом кардана и винтовыми подъемником или редуктором должен быть 4 мм.

При монтаже трансмиссии должен быть обеспечен зазор между ее неподвижными частями и каркасом, а также между другими агрегатами не менее 5 мм.

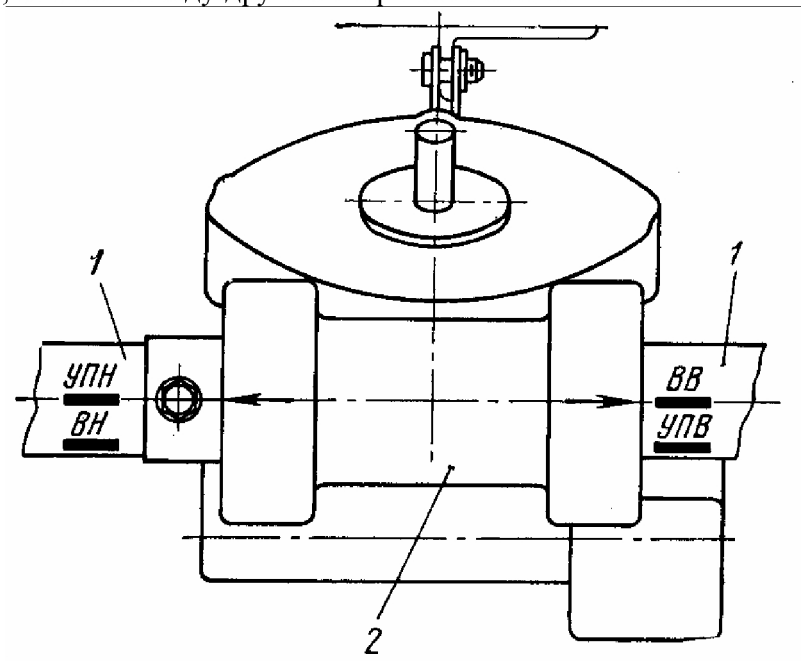


Рис. 3.50. Риски на валу трансмиссии предкрылков:
1—вал трансмиссии; 2—механизм концевых выключателей МКВ-36

Герметические выводы установлены в местах выхода трансмиссии из герметического фюзеляжа и аналогичны герметическим выводам трансмиссии закрылков (см. рис. 3.46).

Редукторы трансмиссии и предкрылков по назначению и конструкции аналогичны редукторам трансмиссии закрылков. На угловом редукторе *14.* (см. рис. 3.48) в правом крыле установлен электромеханизм *13* привода предкрылков, который посредством шлицевого соединения связан с редуктором. Рядом, между редуктором *14* и герметическим выводом *11,* установлен механизм концевых выключателей *12.*

Механизм концевых выключателей МКВ-36 предназначен для автоматического выключения электромеханизма ЭПВ-8П при достижении предкрылками крайних положений.

Моменты выключения электромеханизма зафиксированы рисками «ВВ» (выключение верхнее) и «ВН» (выключение нижнее), нанесенными на валу *1* (рис. 3.50) трансмиссии против стрелки на корпусе механизма МКВ-36. При выключении электромеханизма трансмиссия стопорится его тормозными муфтами. Перемещение системы за пределы крайних рабочих положений ограничено упорами в подъемниках.

Положение системы на этих упорах зафиксировано рисками «УПВ» (упор верхний — предкрылки убраны) и «УПН» (упор нижний — предкрылки выпущены), нанесенными на валу трансмиссии рядом с рисками «ВВ» и «ВН». Стрелки, риски и надписи сделаны краской. При нормальной работе система не должна доходить до упоров. Система не должна доходить до верхних и нижних упоров после остановки предкрылков в обоих крайних положениях при работе двух электродвигателей электромеханизма ЭПВ-8П на величину; соответствующую углу поворота вала трансмиссии от 230° до 270° или 6,7—7,9 оборота рукоятки ручного привода электромеханизма ЭПВ-8П.

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

Винтовые подъемники предкрылков служат для преобразования вращательного движения трансмиссии в поступательное движение предкрылков. В системе управления предкрылками применяются два типа подъемников: на внутренних предкрылках используются винтовые шариковые подъемники (рис. 3.51) и на средних и внешних предкрылках используются винтовые подъемники с трапецеидальной резьбой (рис. 3.52). Подъемники обоих типов шарнирно соединяются с кронштейнами, установленными на первом лонжероне крыла, а гайки подъемников с помощью карданов соединяются с соответствующим предкрылком.

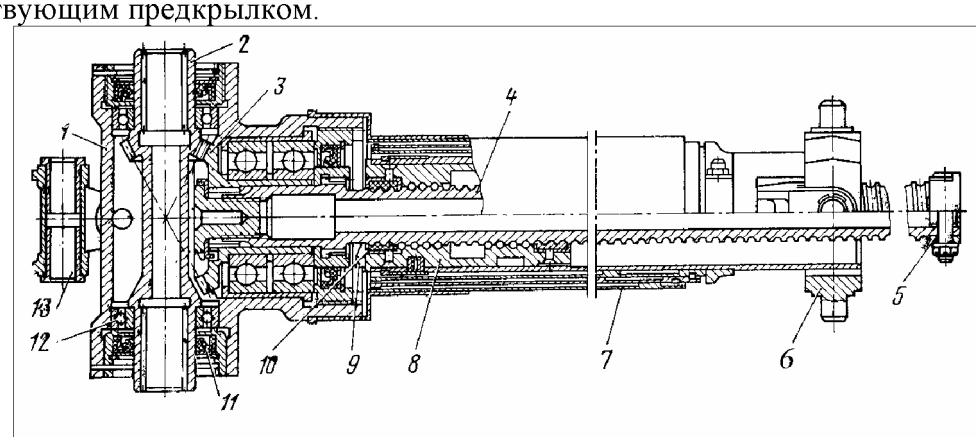


Рис. 3.51. Подъемник внутреннего предкрылка:
1—корпус; 2—ведущая шестерня; 3—ведомая шестерня; 4—винт; 5, 9—упоры; 6—кардан; 7—кожух; 8—гайка; 10—сальник; 11—манжета; 12—подшипник; 13—серьга

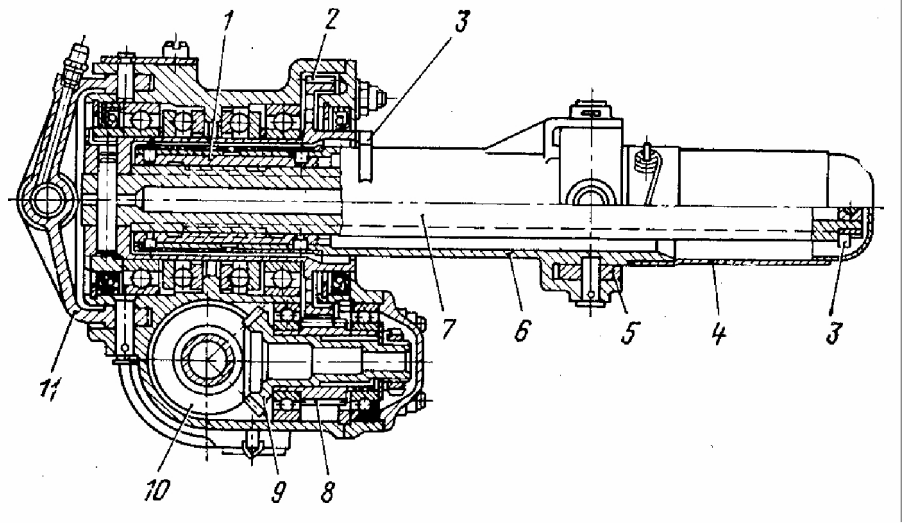


Рис. 3.52. Подъемник среднего и внешнего предкрылков:
1—гайка; 2, 8—шестерни; 3—упор; 4—кожух; 5—кардан; 6—вильчатая груба; 7—винт; 9—ведомая шестерня; 10—ведущая шестерня; 11—серьга

Винтовой шариковый подъемник внутреннего предкрылка (см. рис. 3.51) аналогичен по конструкции подъемнику внутреннего закрылка (см. рис. 3.47) и отличается от него габаритными размерами одноименных деталей и наличием карданного узла крепления подъемника к предкрылку.

Подъемник среднего и внешнего предкрылков (см. рис, 3.52) имеет головку, в которой размещен двухступенчатый редуктор. Первая ступень образована парой конических шестерен — ведущей шестерней *10* и ведомой шестерней *9*. Вторая ступень образована парой цилиндрических шестерен — шестерней *8*, насаженной с помощью шлицевого соединения на хвостовик конической шестерни *9*, и ведомой шестерней *2*, соединенной с винтом 7 подъемника. Все шестерни установлены в головке подъемника на шарикоподшипниках. Ведущая шестерня *10* с помощью шлицев соединяется с валом трансмиссии, и через двухступенчатый редуктор вращение трансмиссии передается винту *7* подъемника. Винт подъемника имеет, трапецеидальную резьбу. По винту перемещается гайка *1*, которая вместе с винтом образует винтовую пару, преобразующую вращение винта в поступательное перемещение гайки.

На гайке закреплена труба *6* с вилками, с помощью которых к трубе присоединяется кардан *5*. Подъемник соединяется с предкрылком через кардан *5*. Ход гайки ограничивается в крайних положениях упорами *3*. Винтовая пара закрыта кожухом *4*, защищающим винт от загрязнения. Пространство под кожухом заполнено смазкой. Внутренняя полость редукторной головки подъемника и полость под кожухом заполнены смазкой ЦИАТИМ-201 на 2/3 объема. На головке подъемника закреплена серьга *11*, с помощью которой посредством болта подъемник присоединяется к кронштейну лонжерона крыла. Это соединение имеет масленку для смазки. При установке подъемника обеспечить свободное качание подъемника под действием собственного веса. Люфт серьги *11* в направлении оси болта допускается не более 0,3 мм.

Система управления и сигнализации включает переключатель *8* и сигнальную лампу *9* (см. рис. 3.44), расположенные на верхнем электрощитке пилотов. Управление предкрылками осуществляется переключателем *8*. В убранном положении предкрылков лампа не горит, при движении предкрылков мигает, и в выпущенном положении предкрылков сигнальная лампа горит.

На самолетах последних выпусков управление предкрылками осуществляется в автоматическом или ручном режиме. Режим управления определяется положением колпачка переключателя ручного управления предкрылками. При закрытом колпачке включены цепи автоматического управления и выключены цепи ручного управления. При открытом колпачке выключены цепи автоматического управления и включены цепи ручного управления.

Управление предкрылками в автоматическом режиме осуществляется совместно с закрылками путем коммутации цепей управления в механизме МКВ-41 системы управления закрылками. Механизм МКВ-41 установлен в центроплане и не входит в комплект системы СПЗ-1А.

При установке рукоятки управления закрылками из положения 0° на любой угол одновременно с выпуском закрылков происходит выпуск предкрылков.

При установке рукоятки управления закрылками в положение 0°, уборка предкрылков происходит после полной уборки закрылков.

Управление предкрылками в ручном режиме осуществляется независимо от положения закрылков переключателем ручного управления (при открытом колпачке), установленным на верхнем электрощитке пилотов, путем установки переключателя в положение «Выпуск» или «Уборка».

3.10. ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Основными работами по техническому обслуживанию систем управления являются проверка состояния командных рычагов, жесткой и тросовой проводки и других элементов систем управления; проверка натяжения тросовой проводки и ее регулировка; замер усилий трения в системах управления; проверка нормальной работы системы управления; проверка времени полной перекладки механизмов триммирования; замер люфтов по рулю направления и элеронам; смазка и регулировка систем управления.

При проверке состояния командных рычагов, жесткой и тросовой проводки и других элементов систем управления обращается внимание на состояние лакокрасочного покрытия, на отсутствие трещин, ослабление болтов крепления и нарушения контровок, на исправность лент металлизации и их крепление.

В системе управления самолетом применяются детали, изготовленные из магниевого сплава МЛ5-Т4. Эти детали более других подвержены воздействию коррозии, поэтому при обслуживании они должны периодически осматриваться.

При визуальном осмотре внешней поверхности деталей особое внимание необходимо уделять местам контакта с деталями крепежа, крепления перемычек металлизации и участкам возможного скопления влаги. При наличии на кронштейнах, качалках и других деталях управления царапин, задиров и других повреждений защитных покрытий поврежденная поверхность должна быть зачищена, обезжирена и закрашена.

При проверке состояния командных рычагов необходимо снять крышки на штурвальных колонках и осмотреть цепи и тросы управления элеронами. Убедиться в их исправности. Проверить, нет ли на цепях и звездочках системы управления элеронами потертости цепей, износа зубьев звездочек. Такие дефекты не допускаются.

Расстыковывать звенья цепи или отсоединять ее от наконечников запрещается. В случае замены тросов управления элеронами проверить после замены соответствие отклонений элеронов отклонениям штурвалов. Перекрещивание тросов управления элеронами внутри колонки не допускается, так как в этом случае отклонение элеронов не будет соответствовать отклонению штурвалов. Если все-таки будет допущено перекрещивание тросов, то оно может быть обнаружено тем, что вращение штурвала будет сопровождаться большими и неравномерными усилиями вследствие перекоса цепи на зубьях звездочки.

При проверке проводки управления необходимо проверить, нет ли на шарнирных соединениях тяг и тяг с качалками (в местах, не закрытых защитными чехлами) признаков износа, заеданий на установках качалок, поводков и роликов, а также легкость вращения. При тугом и неравномерном вращении этих деталей их следует снять и проверить шарикоподшипники; проверяя внешний вид защитных чехлов на шарнирных соединениях тяг, следует убедиться в отсутствии повреждений. Изношенные чехлы заменить новыми.

При осмотре тяг необходимо проверить, нет ли погнутости, ослабления заклепок крепления стаканов к трубам тяг, а также глубину выработки в местах прохождения тяги в роликовых направляющих. Тяги с ослабленными заклепками крепления стаканов заменяются. Глубина выработки тяги проверяется при помощи индикатора и специального приспособления. Если на трубах тяг имеется выработка глубиной 0,5 мм, для увеличения срока службы разрешается повернуть тягу в роликовой направляющей вокруг продольной оси на 180°. Места выработки надо покрыть грунтом и эмалевой краской соответствующего цвета. Если на трубе тяги имеется выработка в шести местах, тягу необходимо заменить. В этом случае маркировка и длина новой тяги должна соответствовать маркировке и длине снятой тяги.

Проверка зазора между тягой и роликами направляющей осуществляется щупом. Щуп вставляется в зазор между тягой и роликом после прижатия тяги к двум другим роликам направляющей.

Зазоры должны быть не менее 0,1 мм и не более 0,6 мм. Если зазор будет больше допустимого, заменить один из трех роликов роликом увеличенного диаметра до 0,5 мм.

Необходимо осмотреть установку герметического вывода тяг проводок руля высоты и руля направления. Проверить зеркало штоков гермовывода на отсутствие грязи, царапин и других механических повреждений, протереть штоки сухой чистой ветошью, покрыть тонким слоем смазки ЦИАТИМ-201 и проверить лег кость перемещения их в корпусе гермовывода.

Проверить затяжку болтов крепления гермовывода на шпангоуте. Усилие трения на тягах герметического вывода не должно превышать 0,6 кгс.

Осмотреть установки герметических узлов проводки управления элеронами. Проверить легкость вращения качалки гермоузла. Усилие, прикладываемое к выходному рычагу, не должно превышать 0,8 кгс. Проверить затяжку болтов крепления гермоузлов.

Осмотреть установки рулевых агрегатов РА-56В-1, электромеханизмов, пружинных загружателей, проверить затяжку болтов крепления их на кронштейнах. Осмотреть установку рулевых приводов и проверить состояние контровки их шарнирных соединений, очистить поверхность агрегатов от грязи, пыли и влаги.

При установке в загружатели и пружинные тяги пружины предварительно обжимаются. При выполнении работ, связанных с разборкой загружателей и пружинных тяг, надо учитывать это обстоятельство при свинчивании крышек.

Проверить, нет ли на тросах потертостей, обрыва нитей, коррозии и нагартовки в местах соприкосновения с роликами. Тросы с порванными нитями и нагартовкой заменяются новыми. Так как для предотвращения коррозии тросы оцинкованы и пропитаны антикоррозийным составом, то их никогда не следует промывать в бензине или каком-либо растворителе. Коррозия удаляется протиркой ветошью. Если таким путем коррозию удалить не удается — трос подлежит замене. Необходимо проверить, нет ли на роликах тросовой проводки износа, выкрашивания, повреждения реборд. Ролики с поврежденными ребордами заменить новыми того же размера. Беговые дорожки роликов не должны иметь потертости. Проверяется легкость вращения и отсутствие заеданий подшипников роликов.

Осмотреть установку герметических выводов тросов и выяснить, имеются ли признаки износа сердечников на гермовыводах. Изношенные сердечники заменить новыми.

Проверить тензометром натяжение тросов. Если есть отступление от нормы, произвести дополнительное натяжение тросов, после чего законтрить разъемные соединения тросов и смазать их.

При подготовке самолета к осенне-зимней и весенне-летней навигации проверить натяжение тросов управления элеронами и средними интерцепторами с помощью тензометра (зависимость натяжения тросов от окружающей температуры показана на рис. 3.53).

Необходимо осмотреть распределительный барабан управления средними интерцепторами и убедиться в правильности намотки тросов. Тросы и канавки барабана смазать смазкой ЦИАТИМ-201.

Величина усилий трения в системах управления рулем высоты, рулем направления и элеронами проверяется с включенными рулевыми приводами и отсоединенными пружинными загружателями. Усилие трения в системах управления замеряется с помощью динамометрических штурвала и педалей (рис. 3.54). Для системы управления рулем высоты оно должно быть не более 5 кгс, для системы управления рулем направления не более 8 кгс и для системы управления элеронами не более 4 кгс.

В случае, если замеренное усилие трения окажется больше допустимого, необходимо проверить трение по отдельным участкам проводки управления (передняя кабина, центральная часть фюзеляжа и т. д.) при отсоединенных рулевых приводах РП-56

или РП-55. При проверке необходимо обращать внимание на зазоры между роликовыми направляющими и трубами тяг, величину усилия трения на гермовыводе и т. п.

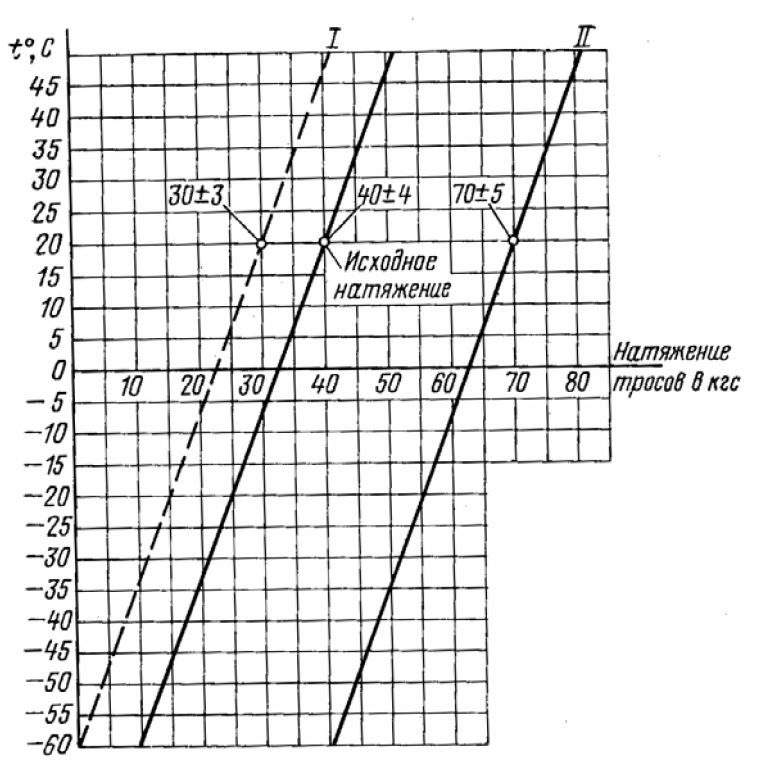


Рис. 3.53. Зависимость натяжения тросов от изменения температуры: I—управление средними интерцепторами; III—управление элеронами (в колонках управления)

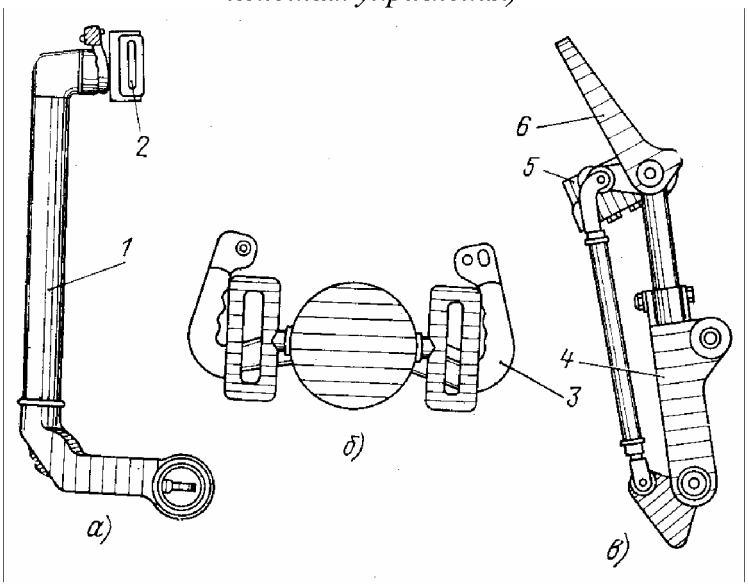


Рис. 3.54. Установка динамометрических штурвала и педалей для замера усилий трения: а — в системе управления рулем высоты; б— в системе управления элеронами; в— в системе управления рулем направления;
1—колонка управления; 2—динамометрический штурвал; 3-штурвал; 4—штанга; 5-динамометрическая педаль; 6—педаль

Обнаруженная причина увеличения трения должна быть устранена, после чего необходимо произвести повторную проверку величины усилия трения во всей проводке управления.

Максимальное усилие трения на рукоятке управления средними интерцепторами не должно быть более 10 кгс.

После замены рулевых приводов обязательно произвести замер усилий трения в системах.

Проверка нормальной работы систем управления самолетом осуществляется перемещением командных рычагов до ограничителей отклонения при включенных рулевых приводах. Перемещение командных рычагов должно быть свободным и плавным, без люфтов, заеданий, скрипа и стука. Последние являются признаками дефектов в системе: разрушения подшипников, выработки тяг управления, отсутствия смазки и т. д. При проверке систем и их элементов доступ к ним осуществляется через соответствующие люльки, съемные панели и обтекатели. Помимо этого при проверке систем управления элеронами и интерцепторами для улучшения доступа к ним выпускаются внутренние и внешние закрылки.

Проверить время полной перекладки механизмов триммирования руля высоты, руля направления и элеронов. Среднее время перекладки из одного крайнего положения в другое должно быть:

— триммирующего механизма руля высоты на себя— 12±2 с, от себя — 8±1,5 с;
— триммирующего механизма руля направления —10±1 с (вправо, влево);
— триммирующего механизма элеронов—12±2 с (вверх, вниз).

Эта работа осуществляется совместно со специалистами па спецоборудованию. При этом должно быть включено бустерное управление и подключено внешнее электропитание к самолету.

Проверить включение и время перекладки полетного загружателя руля направления. Убедиться в резком возрастании усилия (до 85 кгс) на педалях при ходе вперед на 35 мм. Время перекладки 10—13 с. Усилия не замеряются. Эта работа проводится совместно со специалистами по спецоборудованию следующим образом.

1. Поставить переключатель 5 (см. рис. 3.15) в положение «Полет» (время включения полетного загружателя руля направления 11,5± 1,5 с).

2. Отклонить правую педаль вперед на 35 мм. Убедиться, что дальнейшее отклонение правой педали вперед сопровождается резким увеличением усилия на педали; полетный загружатель включен.

3. Отклонить левую педаль вперед на 35 мм. Убедиться, что при дальнейшем отклонении левой педали вперед резко возрастает нагрузка на левую ногу.

4. Поставить переключатель в исходное положение. Убедиться, что возрастание нагрузки происходит плавно и для преодоления ее не требуется больших усилий. Полетный загружатель отсоединен.

Проверить включение полетного загружателя руля высоты в положение «Полет» и убедиться в возрастании усилия на колонке до 65 кгс, при отклонении ее от себя и на себя. Сигнальная лампа взлетно-посадочного загружателя, расположенная на средней приборной доске пилотов, не должна гореть. Усилия на колонке не замеряются. Эта работа проводится совместно со специалистами по спецоборудованию аналогично проверке включения полетного загружателя руля направления.

Замер люфтов по рулю направления и элеронам производится при включенной второй гидросистеме (первая и третья гидросистемы выключены). Рычаги управления самолетом в кабине пилотов должны находиться в нейтральном положении.

Установить с помощью струбцины *3* (рис. 3.55) на концевой обтекатель крыла рядом с внешней нервюрой элерона *1* на максимальном удалении от его оси вращения приспособление *2* для регистрации отклонений элерона. Расстояние между элероном и приспособлением должно быть не более 1 мм.

Прикрепить к приспособлению *2* листок бумаги *4*.

Прикладывая усилие 20 кгс с помощью динамометра *6* вверх, затем вниз на хвостике элерона по нервюре установки рулевого привода *5*, провести карандашом риски,

соответствующие верхнему и нижнему положению элерона. Это действие повторить три раза. Средняя арифметическая величина расстояния между рисками не должна превышать 4 мм.

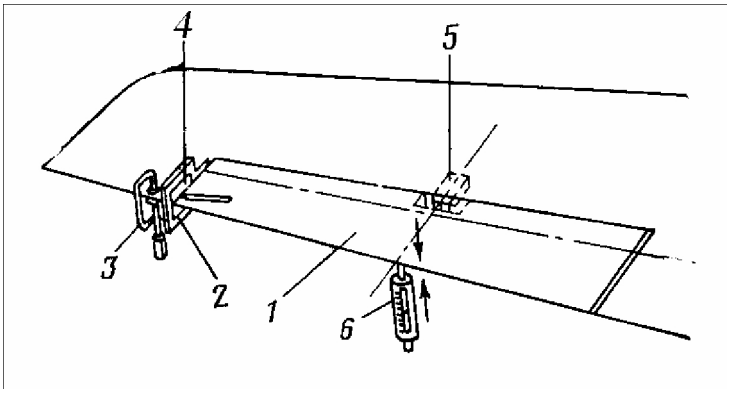


Рис. 3.55. Схема замера люфта элерона:
1—элерон; 2—съемное приспособление; 3— струбцина; 4—листок бумаги; 5—рулевой привод элерона; 6—динамометр

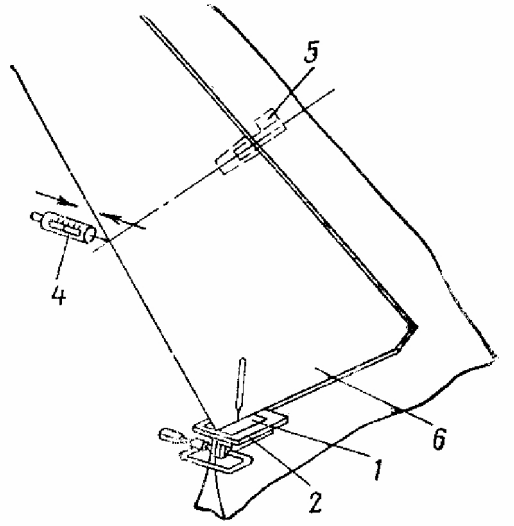


Рис. 3.56. Схема замера люфта руля направления:
1—листок бумаги; 2—съемное приспособление; 3—струбцина; 4—динамометр; 5—рулевой привод; 6—руль направления

Установить с помощью струбцин 5 (рис. 3.56) на обрез киля рядом с нижней частью руля направления *6* на максимальном удалении от его оси вращения приспособление *2* для регистрации отклонения руля. Расстояние между приспособлением *2* и рулем направления должно быть не менее 1 мм. Прикрепить к приспособлению *2* листочек бумаги *1*. Прикладывая усилие 10 кгс с помощью динамометра *4* вправо — влево на хвостике руля направления по нервюре установки рулевого привода *5,* провести карандашом риски, соответствующие положению руля направления вправо — влево. Это действие повторить три раза. Средняя арифметическая величина расстояния между рисками не должна превышать 6 мм.

Смазка систем управления самолетом является важным условием их безотказной работы и длительного срока службы.

Для смазки шарнирных соединений, узлов, трущихся деталей систем управления самолетом, а также для защиты их поверхностей от коррозии применяется смазка ЦИАТИМ-201. Узлы, имеющие специальные масленки, смазывать при помощи шприца из комплекта инструмента самолета. На открытые части штоков цилиндров и тросовую проводку наносить хлопчатобумажной тканью смазку ЦИАТИМ-201.

При температуре воздуха ниже 0°С шприц со смазкой и смазываемые узлы подогревать от подогревателя из комплекта наземного оборудования самолета. В регламенте приведены карты смазки систем управления рулем высоты, рулем направления, элеронами, элеронами-интерцепторами и средними интерцепторами с обозначением мест смазки.

При замене смазки старая смазка удаляется. Следует иметь в виду, что применение недостаточно чистой смазки или нанесение ее на плохо очищенную и промытую поверхность может повлечь замерзание смазки при низких температурах.

При выполнении монтажных работ в системе управления рулями, элеронами, средними интерцепторами, а также при замене агрегатов системы АБСУ-154 независимо от вида обслуживания проверить правильность отклонения рулей, элеронов и их соответствие отклонениям колонок, штурвалов, педалей. Проверить величины углов отклонений рулей и элеронов при монтажных работах или замене элементов в системе управления.

Положениям элеронов, руля высоты и руля направления, вписанным в обводы крыла, стабилизатора и киля, должно соответствовать:

— симметричное положение штурвала относительно вертикали (риски на ступице штурвала и направляющей должны быть совмещены, допускается несовпадение рисок не более 2 мм);

— отклоненное положение обеих колонок вперед от вертикали на угол 1°30'. Допускается смещение от нейтрали на ±15';

— установка педалей на одной прямой, перпендикулярной оси пульта. Допускается отклонение педалей на величину не более 3 мм.

При регулировке нейтрального положения управления необходимо использовать изменение длин регулируемых тяг.

Замер угловых отклонений рулей, элеронов и элеронов-интерцепторов, интерцепторов производить угломером перпендикулярно осям их вращения. Замер величин линейных отклонений производить по внешним торцам элеронов, элеронов-интерцепторов (рис. 3.57) и руля высоты (см. рис. 3.5), по нижнему торцу руля направления (см. рис. 3.4), по внутреннему торцу внутренних и средних интерцепторов (см. рис. 3.57).

Основными работами при техническом обслуживании системы управления стабилизатором являются:

— осмотр подъемника стабилизатора, кронштейнов его крепления к килю и стабилизатору, состояние и крепление электромеханизма МУС-ЗПТВ и МКВ-40А;

— проверка соответствия углов установки стабилизатора —1°30' и —7° по показаниям индикатора ИП-21-02. Они должны быть 0° и —5°30' соответственно с точностью ±10'. Действительный угол установки стабилизатора определяется по совмещению рисок на передней кромке его и верхнем обтекателе киля (с правой стороны);

— проверка зазоров между рельсами и роликами в узлах опор стабилизатора;

— определение продолжительности перестановки стабилизатора из одного крайнего положения в другое.

При осмотре подъемника стабилизатора и его кронштейнов необходимо убедиться в отсутствии трещин, забоин, ослабления болтов крепления и нарушения контровок, в хорошем состоянии лакокрасочного покрытия. Наружная поверхность винта должна иметь тонкий слой смазки.

Продолжительность перестановки стабилизатора из одного крайнего положения в другое и обратно при работе двух электродвигателей электромеханизма МУС-ЗПТВ должна быть не более 27,5 с.

Зазоры между рельсами и роликами в узлах опор стабилизатора не менее чем по двум роликам должны быть в пределах 0,02—0,6 мм. Проверка зазоров осуществляется щупами.

Узлы систем управления стабилизатором, подшипников и направляющих роликов стабилизатора покрываются смазкой ЦИАТИМ-201 в соответствии с картой смазки и перечнем деталей и узлов системы, подлежащих смазке по срокам обслуживания, приведенными в регламенте.

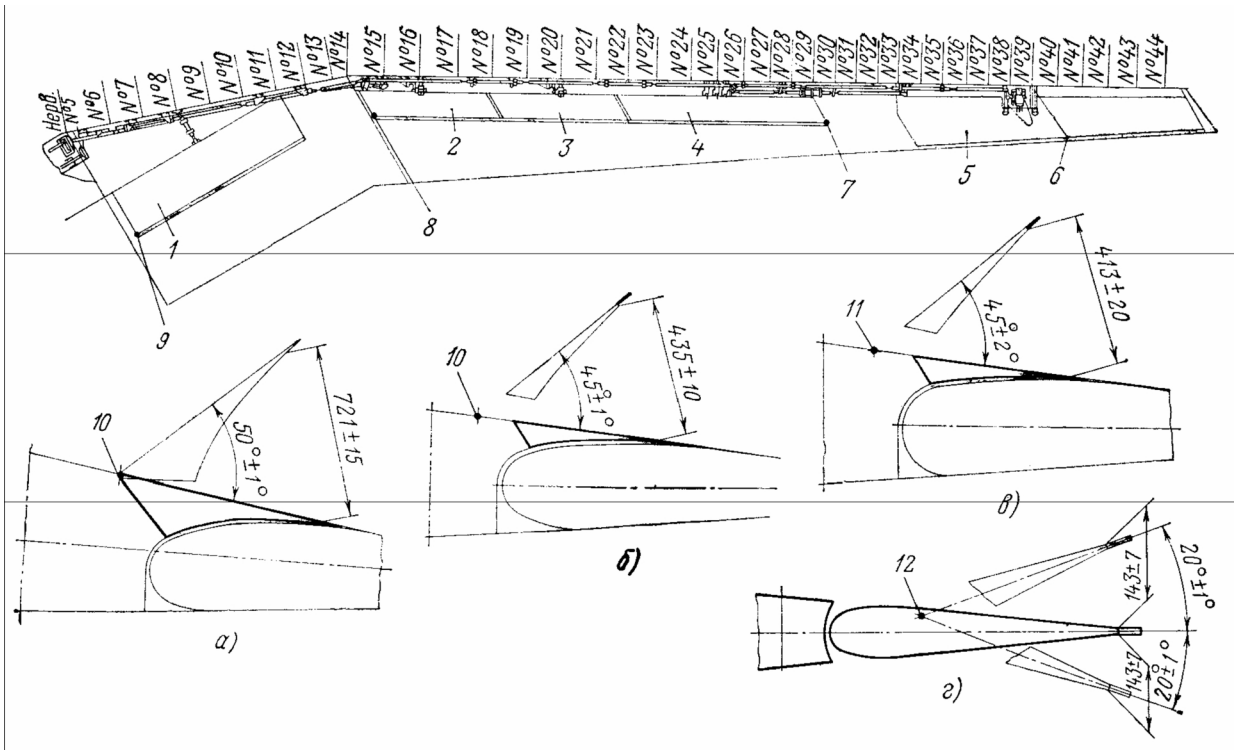


Рис. 3.57. Схема замеров отклонений элерона и интерцепторов правого крыла: а, б, в, г—схемы отклонения внутреннего и среднего интерцепторов. элерона-интерцептора, элерона соответственно;
1—внутренний интерцептор; 2—-средний интерцептор (вторая секция); 3—средний интерцептор (первая секция); 4—внешний интерцептор (элерон-интерцептор); 5—элерон; 6, 7, 8, 9— места замера отклонения элерона, эларона-интерцептора, среднего и внутреннего интерцепторов; 10, 1; 12—оси вращения интерцептора, элерона-интерцептора и элерона

Внутренние полости узлов смазываются через масленки, установленные на узлах, при помощи шприца ив комплекта инструмента самолета. Перед началом смазки смазываемые узлы обязательно протереть хлопчатобумажной тканью или ветошью.

При техническом обслуживании системы управления стабилизатором перед, перестановкой стабилизатора убедиться, что ничто не мешает движению стабилизатора и на верхней плоскости стабилизатора нет людей, а приспособление для осмотра (помост или специальная лестница) надежно закреплено.

Перед включением сети самолета под напряжение необходимо повесить предупредительную надпись «Самолет под током».

Проверка работы системы управления стабилизатором производится только по командам связных.

В процессе отладки и испытания системы под током необходимо соблюдать нормы теплового режима электромеханизма МУС-ЗПТВ согласно указаниям в паспорте агрегата. В случае перехода электромеханизма МУС-ЗПТВ в режим пробуксовки необходимо немедленно его выключить. Конструкция электромеханизма допускает кратковременную пробуксовку — не более 3 с.

Для работы ручным приводом управления стабилизатором запрещается пользоваться пневмо- и электроприводами. После окончания работы ручным приводом управления стабилизатором снять с привода рукоятку.

При техническом обслуживании систем управления закрылками необходимо выпустить закрылки, предкрылки и интерцепторы. Осмотреть рельсы закрылков и предкрылков, убедиться, что они не имеют выработки, трещин и скалываний, а также в надежности их крепления. Проверить состояние видимых деталей управления дефлекторами и хвостиками закрылков.

Осмотреть трансмиссии управления закрылками и предкрылками. Проверить надежность крепления МКВ-41. Выпустить и убрать закрылки в режиме ручного управления. В процессе выпуска и уборки проверить выключение системы от включателя питания. Во время выпуска и уборки закрылков и предкрылков проследить за плавностью их движения и убедиться в исправности их систем управления. Проверить, нет ли на валах трансмиссии трещин.

Осмотреть каретки закрылков, дефлекторов и предкрылков (внутренние секции). Наружная поверхность винтов подъемников внешнего и среднего предкрылков должно иметь тонкий слой смазки ЦИАТИМ-201. Осмотреть боковые ролики кареток и убедиться в отсутствии их заеданий. Убедиться в отсутствии заеданий несущих роликов кареток (по отсутствию надиров на рельсах). Осмотреть узлы крепления подъемников.

Произвести наружный осмотр рулевого привода РП-60-1 и убедиться в надежности его крепления и в отсутствии подтекания рабочей жидкости. Визуально проверить уровень масла в редукторе рулевого привода РП-60-1 по смотровому стеклу привода. Уровень масла не должен выходить за пределы смотрового стекла. Если уровень масла выше верхней кромки круговой риски, необходимо через клапан сливной пробки слить масло до уровня центра круговой риски, после чего клапан ввернуть и опломбировать.

Проверить работу системы управления закрылками СПЗ-1А:

— при работе I и II каналов одновременно с замером времени выпуска (уборки) закрылков, которое должно быть не более

20^{+3}_{-1} с;

— при работе каждого канала в отдельности с замером времени выпуска (уборки) закрылков, которое должно быть не более 40±4 с;

— при работе от ручного управления;

— аварийное выключение системы.

Эта работа выполняется совместно со специалистом по спецоборудованию.

При помощи ручного привода РП-60-1 проверить, насколько система управления закрылками не доходит до нижних и верхних упоров при остановке после работы от двух гидросистем.

Эта работа выполняется следующим образом.

1. Установить закрылки в крайнее убранное (выпущенное) положение.

2. Выключить электропитание и гидропитание I и II каналов и стравить давление в обеих гидросистемах до нуля.

3. Растормозить рулевой привод РП-60-1 при помощи приспособления для растормаживания и установить на него ручной привод.

4. При помощи ручного привода убрать (выпустить) закрылки до постановки системы на верхние (нижние) упоры, отсчитывая при этом величину зазора системы от крайнего рабочего убранного (выпущенного) положения до верхних (нижних) упоров, которая должна быть в пределах 90°—180° угла поворота выходного вала рулевого привода РП-60-1 (230°—460° угла поворота рукоятки ручного привода). В случае, если величина зазора системы до верхних или нижних упоров окажется меньше указанной выше величины, произвести регулировку механизма МКВ-42А. Проверить момент на рукоятке ручного привода, который должен быть не более 1,5 кгс • м.

Система на верхнем (нижнем) упоре считается тогда, когда хотя бы в одном подъемнике зуб на гайке упирается в зуб на винте.

Проверить качку средней части закрылков, дефлекторов и хвостиков закрылков в выпущенном положении.

Качка средней части закрылков, дефлекторов и хвостиков замеряется на задней кромке последовательно по оси каждого из пяти механизмов управления. Замер качки средней части закрылков и дефлекторов производится при полностью выпущенных закрылках в следующей последовательности.

1. Отметить положение кромки средней части закрылков (дефлекторов).

2. Приложить к задней кромке, вблизи точки замера, нагрузку вверх следующей величины:

средней части внутренних (внешних) закрылков—50(100) кгс;

дефлектора внутреннего закрылка — 15 кгс;

дефлектора внешнего закрылка — 10 кгс.

Отметить новое положение задней кромки. Разность между отметками дает величину качки. Качка задней кромки убранных закрылков ограничивается регулировкой роликов, запирающих передний конец рельсов. Замер качки хвостиков закрылков производится при убранных закрылках путем приложения к задней кромке, вблизи точки замера, нагрузки 5 кгс, вверх, затем вниз.

Качка средней части закрылков в выпущенном положении, замеряемая по задней кромке, не более 6 мм. В убранном положении качка средней части закрылка не допускается. Качка дефлекторов, замеряемая по задней кромке, относительно средней части выпущенных закрылков не более 3 мм. Качка задней кромки хвостиков закрылков относительно средней части убранных закрылков не более 3 мм. Если качка превышает указанные допуски, необходимо отрегулировать зазоры между полкой рельса и роликами кареток закрылков или дефлекторов.

Проверить соответствие углов отклонения внутренних закрылков углам, заданным рукояткой управления МКВ-43, и правильность показаний индикатора положения закрылков ИП-32-05.

На узлы системы управления закрылками наносится смазка ЦИАТИМ-201 в соответствии с картой смазки и перечнем узлов и деталей, подлежащих смазке, согласно срокам периодического обслуживания регламента.

Смазке подлежат все подшипники, шлицевые соединения валов, выступающие части винтов подъемников, цапфы подъемников. Смазка внутренних полостей узлов производится через масленки, установленные на узлах, при помощи шприца из комплекта инструмента самолета. Перед установкой чехла карданный узел трансмиссии густо смазывается. При замене смазки старая смазка удаляется.

При временном снятии закрылков во избежание разрегулирования системы необходимо:

— привязать вилки подъемников к крылу, не допуская поворота гайки подъемника на винте;

— сохранить без изменения длину тяг управления дефлектором закрылка;

— сохранить без изменения длину тяг управления хвостиком закрылка.

При замене тяг управления дефлектором или тяг управления хвостиком закрылка длина вновь устанавливаемых должна соответствовать длине заменяемых тяг.

При временном снятии тяг необходимо сохранить их длину без изменения.

Валы трансмиссии проверить на прямолинейность. Допускается прогиб не более 0,3 мм при длине вала до 600 мм и не более 0,5 мм при длине вала свыше 600 мм.

После замены отдельных узлов трансмиссии необходимо проверить правильность регулировки системы. В случае нарушения регулировки произвести повторную регулировку системы.

При временном снятии или замене подъемника необходимо при установке стыковать его с валами трансмиссии таким образом, чтобы неодновременность установки всех подъемников на верхние упоры (упор зуба гайки в зуб на винте при убранных закрылках) не превосходила 6° угла поворота вала, стыкуемого с подъемником. Если при постановке на верхние упоры какой-либо подъемник имеет опережение или отставание свыше 6° угла поворота вала, необходимо выдвинуть из подъемника валы трансмиссии, повернуть вал подъемника на необходимый угол и произвести стыковку валов трансмиссии с подъемником.

При временном снятии или замене рулевого привода РП-60-1 не допускать поворота валов трансмиссии, стыкуемых с гидроприводом, чтобы не нарушать регулировку системы управления закрылками. Перед повторной установкой рулевого привода РП- 60-1 необходимо проверить отклонение начального сопротивления потенциометров. После повторной установки рулевого привода РП-60-1 необходимо проверить регулировку концевых выключателей механизма МКВ-42А в крайних рабочих положениях системы.

При выпуске и уборке закрылков под ними не должно быть стремянок, козелков и других средств аэродромного обслуживания. Выпуск и уборку закрылков производить только по командам связных.

Перед включением электросети самолета под напряжение необходимо повесить предупредительную надпись «Самолет под током».

Установка приспособления для растормаживания рулевого привода РП-60-1 и работа ручным приводом допускается только при полностью стравленном давлении в гидросистемах I и II.

Включение гидросистем допускается производить только после установки рукоятки управления закрылками в положение, соответствующее положению закрылков.

При работе ручным приводом категорически запрещается пользоваться пневматическими и электрическими приводами.

Перед началом работы рукояткой ручного привода РП-60-1 в связи с большим первоначальным моментом страгивания необходимо, постепенно увеличивая усилие на рукоятке, произвести ее страгивание с места путем раскачивания рукояткой на пол оборота по часовой и на пол оборота против хода часовой стрелки. Выпуск и уборка закрылков от рукоятки ручного привода должны осуществляться плавно, без резкого изменения нагрузки, заеданий, скрипа и стука.

После окончания всех работ с применением ручного привода необходимо проверить что приспособление для растормаживания и ручной привод сняты с рулевого привода РП-60-1.

При монтаже трансмиссии необходимо обеспечить зазор между подвижными частями трансмиссии и конструкцией, а также между другими агрегатами не менее 7 мм. При монтаже трансмиссии необходимо обеспечить зазор не менее 4 мм, а в некоторых местах не менее 8 мм между торцом кардана и опорным кронштейном или винтовым подъемником. Угловой люфт трансмиссии, замеряемый на внешних подъемниках внешних закрылков, для правой ветви трансмиссии — не более 15° для левой — не более 20°.

Перед установкой на самолет валы трансмиссии проверяются на свободное перемещение на всю длину шлицевого соединения Внутренняя полость редукторов трансмиссии закрылков и предкрылков должна быть наполнена на 2/3 объема смазкой ЦИАТИМ-201. Вращение шестерен должно быть плавное, без заеданий и перекатов. Момент страгивания шестерен без нагрузки должен быть не более 0,1 кгс-м. Угловой люфт в зацеплении шестерен, замеренный на ведущей шестерне, должен быть в пределах 16'—32' для редукторов трансмиссии закрылков и 17'— 40' — для редукторов трансмиссии предкрылков.

Выработка в карданных соединениях трансмиссии закрылков выявляется приложением крутящего момента 2 кгс·м к валу трансмиссии. Допустимый окружной люфт между вилками кардана должен быть не более 0°15'.

Работы по техническому обслуживанию системы управления предкрылками выполняются совместно с работами по обслуживанию системы управления закрылками и идентичны с ними по своему содержанию.

При этом необходимо выполнить следующее.

Проверить продолжительность выпуска и уборки предкрылков от одного и от двух электродвигателей механизма ЭПВ-8П.

Продолжительность выпуска (и уборки) при работе от одного электродвигателя должна быть не более 30 с, при работе от двух электродвигателей не более 15 с.

При крайних положениях предкрылков система не должна доходить до нижних и верхних упоров на величину, соответствующую 6,7—7,9 оборотам ручного привода. Момент рукоятки ручного привода должен быть не более 0,25 кгс-м. Проверить работу световой сигнализации предкрылков.

Эта работа осуществляется совместно со специалистами по спецоборудованию.
Проверить величину качки предкрылков. При выпущенных предкрылках качка не должна превышать 1,5—3 мм. В убранном положении качки предкрылков не должно быть.

Замер качки полностью выпущенного предкрылка производить поочередно в плоскости каждого рельса путем приложения нагрузки (к касательной, проведенной к рельсу в районе приложения нагрузки): 120 кгс—для внутреннего предкрылка; 110 кгс—для среднего предкрылка; 75 кгс — для внешнего предкрылка. Замер качки производить по нижнему обводу предкрылка.

Осмотреть узлы крепления рельсов, кареток, подъемников, опор трансмиссии, редукторов, электромеханизма ЭПВ-8П и МКВ-36. Убедиться в их исправности, надежности крепления и контровки.

Узлы системы управления предкрылками покрываются смазкой ЦИАТИМ-201 в соответствии с картой смазки и перечня узлов и деталей, подлежащих смазке согласно сроков периодического обслуживания регламента. Смазка узлов системы управления предкрылками производится аналогично смазке узлов системы управления закрылками. Средние и внешние подъемники для замены смазки в чехлах подъемников снимаются с самолета. При замене смазки старая смазка удаляется.

Перед выпуском и уборкой предкрылков необходимо убедиться, что перемещению предкрылков ничего не мешает. Выпуск и уборку предкрылков производить -только по командам связных.

Перед включением сети самолета под напряжение необходимо повесить предупредительную надпись «Самолет под током».

Для работ ручным приводом управления предкрылками запрещается пользоваться пневмо- и электроприводами.

В процессе отладки и испытания системы управления предкрылками под током необходимо соблюдать нормы теплового режима электромеханизма ЭПВ-8П согласно указаниям в паспорте агрегата.

Для регулировки и проверки системы в обесточенном состоянии выпуск и уборка предкрылков осуществляется ручным приводом электромеханизма ЭПВ-8П при помощи съемной рукоятки. При использовании ручного привода одному обороту трансмиссии соответствует 10,4 оборота ручного привода.

Шасси самолета Ту-154

4.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ШАССИ САМОЛЕТА

Шасси является системой опор, обеспечивающей требуемое положение самолета на стоянке и его передвижение во время взлета, посадки и руления по аэродрому.

На самолете Ту-154 шасси выполнено по трехопорной схеме и убирается назад по полету. Такая схема позволяет получить устойчивое движение самолета по аэродрому, эффективную маневренность, благодаря применению управления поворотом колес передней ноги, горизонтальное положение при стоянке и движении. Шасси с носовым колесом позволяет осуществлять взлет и посадку при сильном боковом ветре, а также прямолинейное движение во время пробега и разбега самолета.

Передняя, или носовая опора (нога) размещена перед центром тяжести, что позволяет избежать опрокидывания «на нос» и применять эффективное торможение колес для сокращения пробега.

Главные опоры (ноги) размещены за центром тяжести самолета. Они в выпущенном положении имеют наклон назад, изменяющийся в зависимости от величины обжатия амортизационных стоек.

Передняя нога имеет два спаренных колеса, а каждая главная — тележку с шестью спаренными колесами.

Пневматика колес воспринимают нагрузку при посадке и движении самолета по аэродрому и передают ее опорам.

Уборка шасси назад имеет свои преимущества и недостатки. Такая уборка не вызывает значительного смещения центра тяжести самолета и не требует повышенной мощности цилиндров-подъемников, так как в этом случае не надо преодолевать сопротивление воздушного потока.

На самолете имеется система управления поворотом колес передней ноги, что значительно улучшает маневренность самолета при рулении. Управление поворотом колес осуществляется путем отклонения педалей руля направления.

Главные ноги шасси имеют гидравлическую систему торможения колес и устройства, автоматически регулирующие силу торможения колес, что исключает возникновение юза.

Как в убранном, так и в выпущенном положении все ноги шасси запираются замками.

Шасси имеет световую и звуковую сигнализацию положения ног и створок.

Уборка и выпуск шасси, открытие замков, задних створок ниши главных ног шасси и управление тормозами колес осуществляется с помощью гидравлических цилиндров и устройств, которые приводятся в действие от первой гидравлической системы.

Аварийный выпуск шасси, открытие задних створок главных ног шасси и управление поворотом колес производится от второй, а дублирующий аварийный выпуск и открытие задних створок главных ног шасси — от третьей гидравлической системы.

Передняя нога шасси размещена под носовой частью фюзеляжа по оси самолета и убирается в нишу между шпангоутами № 14—19. Главные ноги шасси располагаются справа и слева под крылом самолета и убираются в ниши гондол.

Все ниши после уборки шасси в полете закрываются створками для уменьшения лобового сопротивления самолета.

Основные данные

	Передняя нога	Главная нога
Количество колес, *шт*	2	6
Обозначение колес	КН-10	КТ-141А

Размеры колес, *мм*	880x225	930x305
Начальное давление воздуха в пневматиках колес, *кгс/см²*	$9^{+0,5}$	$9^{+0,5}$
Рабочая жидкость амортизатора	масло АМГ-10	масло АМГ-10
Количество рабочей жидкости в амортизаторе, *см³*	~ 2800	~ 11 600
Рабочий газ амортизатора	технический азот	технический азот
Начальное давление рабочего газа в амортизаторе, *кгс/см²*	50^{+2}	75±1
Полный ход штока амортизатора, *мм*	251	362.
Видимая высота зеркала при начальном давлении рабочего газа, *мм:*		
для взлетной массы самолета	31—176	32—90
для посадочной массы самолета	46—251	62—152
Обжатие пневматиков на стоянке, *мм*:		
для взлетной массы самолета	40—50	60—75
для посадочной массы самолета	35—45	40—60
Поворот колес:		
для взлетно-посадочного режима	8°30'	—
для режима руления	55°	—

4.2. НАГРУЗКА НА ШАССИ

На шасси во время стоянки самолета с неработающими двигателями воздействует только масса самолета, уравновешиваемая силами реакции земли, воспринимаемой колесами шасси (рис. 4.1). Эти силы называются стояночной нагрузкой. Точка приложения веса самолета находится в центре тяжести самолета.

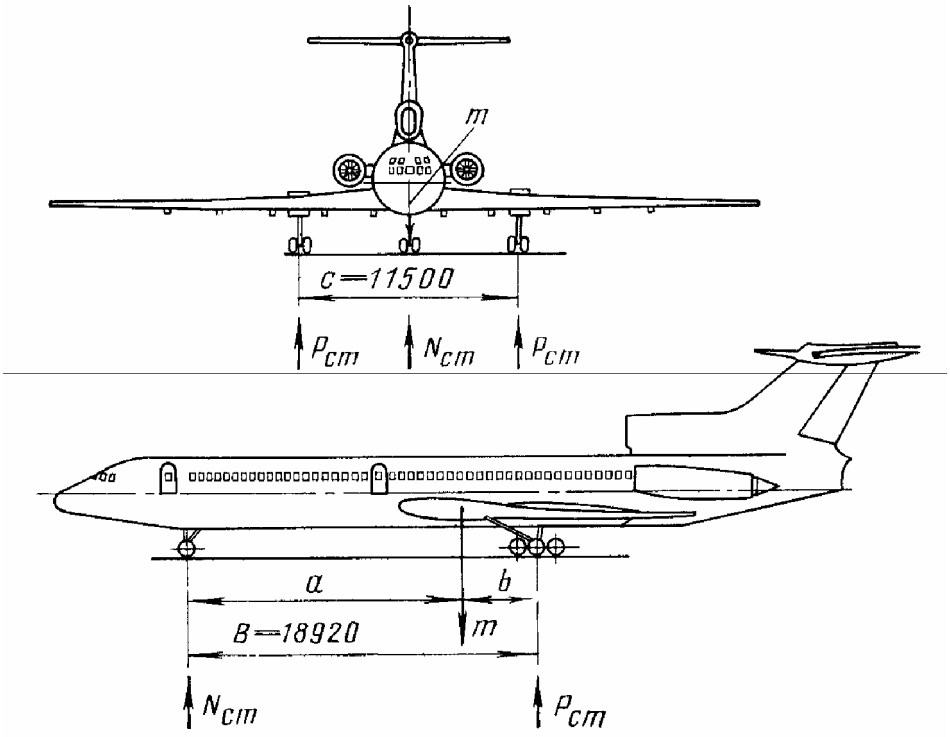


Рис. 4.1. Стояночная нагрузка, база и колея шасси

Стояночная нагрузка главной ноги в *кгс* проходит через центральную ось тележки и будет равна

$$P_{ст} = m\frac{a}{2(a+b)}$$

где m — масса самолета в кг;

a — расстояние между центром тяжести самолета и осью передних колес в м;

b — расстояние между центром тяжести самолета и центральной осью тележки главной ноги в м.

Стояночная нагрузка на переднюю ногу

$$N_{ст} = \frac{mb}{a+b}$$

Для самолета со взлетной массой стояночная нагрузка на переднюю ногу равна приблизительно 9% от массы самолета, а на обе главных ноги шасси — 91%.

При развороте самолета возникают центробежные силы F в кгс, создающие опрокидывающий момент $M=FH$ (рис. 4.2).

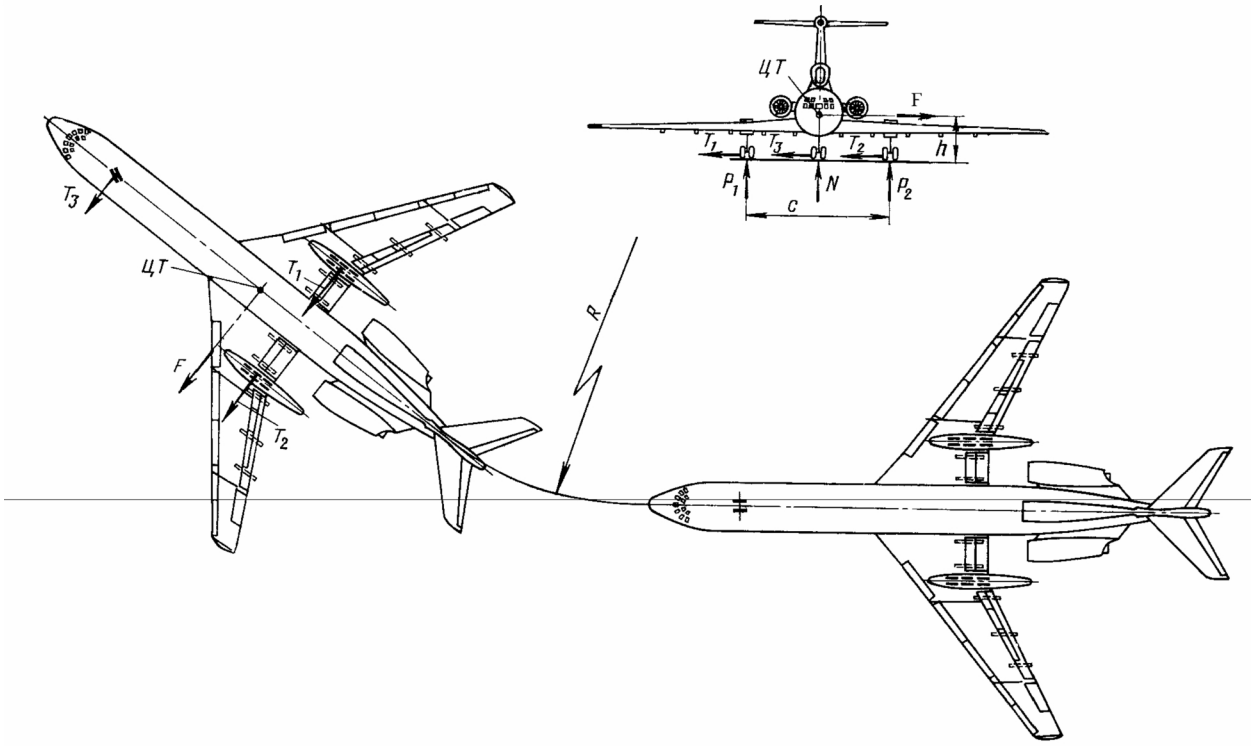


Рис. 4.2. Силы, действующие на шасси при развороте самолета

Этот момент перераспределяет нагрузки шасси, т. е. дополнительно нагружает одну ногу и разгружает другую. Центробежную силу F уравновешивают силы трения колес шасси:

$$T_1 + T_2 + T_3 = F$$

Не учитывая нагрузку на переднюю ногу, можно определить вертикальные силы, действующие на каждую главную ногу шасси, по формулам:

$$P_1 = \frac{m}{2} - \frac{Fh}{c}; \qquad P_2 = \frac{m}{2} + \frac{Fh}{c}$$

где P_1 и P_2 нагрузки, действующие на правую и левую ноги шасси в кгс;

h — расстояние от поверхности аэродрома до центра тяжести самолета в м;

c — колея шасси в м.

Величина центробежной силы

$$F = \frac{mV^2}{gR}$$

где V — скорость движения самолета в *м/с*;

g — ускорение силы тяжести в $м/с^2$;

R — радиус разворота в *м*.

При малом радиусе разворота и большей скорости движения самолета центробежные силы могут иметь большую величину и вызвать разрушение элементов шасси или каркаса. Чтобы этого не допустить, имеются ограничения по углу поворота переднего колеса и максимальной скорости самолета во время его руления.

Во время посадки самолета в момент парашютирования шасси нагружается силами, которые возникают вследствие наличия вертикальной скорости (V_y в *м/с*), при этом кинетическая энергия *кг·м*:

$$A = m\frac{V_y^2}{2g}$$

Итак, величина нагружения шасси при посадке самолета зависит от массы и вертикальной скорости.

Кинетическая энергия самолета гасится амортизаторами шасси и пневматиками колес. При этом чем больше величина обжатия амортизирующих устройств шасси, тем меньше нагрузки, действующие на шасси, а следовательно, и на самолет.

Горизонтальная скорость самолета гасится лобовым сопротивлением и торможением самолета.

Шасси самолета воспринимает большие нагрузки, а поэтому все основные узлы и детали изготовлены из стали с высоким пределом прочности - 160÷190 $кгс/мм^2$.

4.3. ПЕРЕДНЯЯ НОГА ШАССИ

Передняя нога шасси (рис. 4.3) имеет балочно-подкосную схему конструкции с полурычажной подвеской колес. Такая конструктивная схема характерна тем, что ось колес крепится не к штоку амортизатора непосредственно, а к концу траверсы *2*, средняя часть которой шарнирно закреплена на штоке *3*. Другой конец траверсы шарнирно закреплен на звене *4*, связанным, в свою очередь, с проушинами головки цилиндра амортизационной стойки *6*.

Таким образом, ось колес смещена назад относительно вертикальной оси стойки и поворотно-демпфирующего устройства, что предотвращает появление изгибо-крутильных колебаний (шимми) колес, и шток амортизатора меньше нагружается изгибным моментом. Это улучшает работу штока и его уплотнений.

Передняя нога состоит из амортизационной стойки с рулежно-демпфирующим цилиндром *7*, складывающегося подкоса *13*, механизма распора *11*, двух спаренных колес КН-10 *1*, гидравлического цилиндра *12* уборки и выпуска шасси, замка подвески *14* и других деталей. С помощью цапф *9* амортизационной стойки и цапф *18* складывающегося подкоса передняя нога шарнирно крепится в четырех узлах *16, 20*, смонтированных на продольных балках отсека.

Уборка и выпуск передней ноги осуществляется гидравлическим цилиндром, который одним концом крепится к рычагу *15* верхнего звена складывающегося подкоса, а другим — к рычагу *10* стойки. При выпущенном положении ноги шток цилиндра находится в убранном положении, а при убранной передней ноге шток цилиндра выпущен.

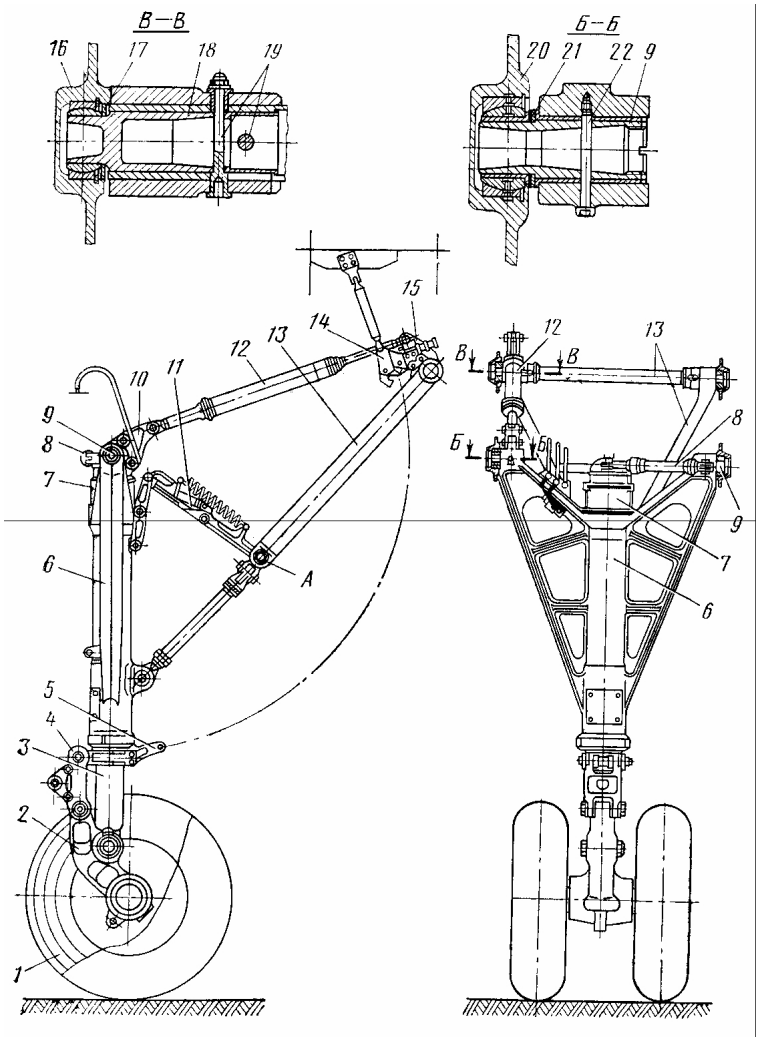


Рис. 4.3. Передняя нога шасси:
1—колесо КН-10; 2—траверса; 3—шток; 4—звено; 5—петля подвески; 6—амортизационная стойка; 7—рулежно-демпфирующий цилиндр; 8— ориентир; 9—цапфа амортизационной стойки; 10—рычаг; 11—механизм распора; 12—гидравлический цилиндр; 13—складывающийся подкос; 14—замок подвески; 15—рычаг звена складывающегося подкоса; 16— узел крепления складывающегося подкоса; 17, 21—шайбы; 18—цапфа складывающегося подкоса; 19, 22— болты; 20—узел крепления амортизационной стойки

При уборке передней ноги механизм распора под действием своего гидравлического цилиндра начинает складываться и перемещает узел *А* подкоса, переводя его через «мертвую» точку. После уборки нога запирается замком подвески.

Установку колес в нейтральное положение обеспечивает ориентир *8*.

Силовыми элементами передней ноги являются: амортизационная стойка, складывающийся подкос и механизм распора, а кинематическими элементами кроме указанных, — цилиндр подъема и выпуска шасси. Кинематическая схема передней ноги показана на рис. 4.4.

Амортизационная стойка передней ноги (рис. 4.5) — это пневмогидравлический агрегат, который поглощает и частично рассеивает кинетическую энергию ударов,

превращая ее в потенциальную энергию давления азота и тепло во время посадки, взлета и передвижения самолета по неровной поверхности аэродрома. После посадки и поглощения энергии удара при прямом ходе штока стойка быстро, за 0,8—1,0 с, возвращается в исходное положение за счет потенциальной энергии азота, чтобы иметь возможность воспринимать непрерывно возникающие удары при движении самолета. Наибольшую нагрузку стойка воспринимает после первого соприкосновения с землей. Затем энергия ударов уменьшается до полного затухания при остановке самолета.

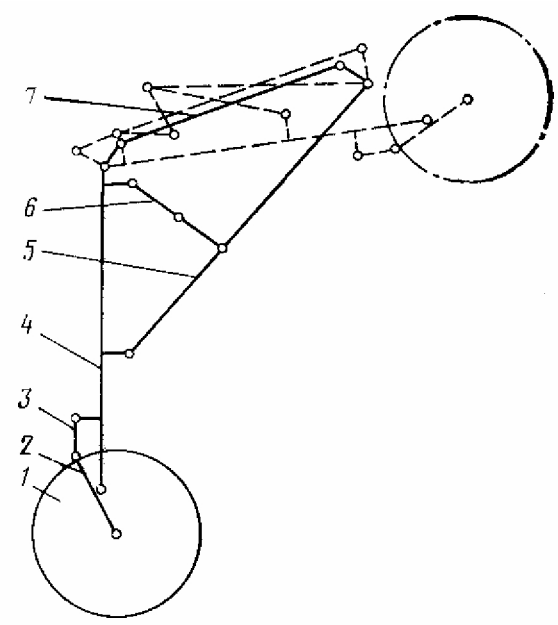


Рис. 4.4. Кинематическая схема передней ноги шасси:
1—колесо; 2—траверса; 3—звено; 4— амортизационная стойка; 5—складывающийся подкос; 6—механизм распора; 7—гидравлический цилиндр

Основными узлами и устройствами амортизационной стойки являются: рама *45,* амортизатор, состоящий из цилиндра *23* с приваренными верхней *44* и нижней *54* головками, плунжера *22* с поршнем *47,* переходником *38* и зарядным клапаном *62,* шток *58* с диафрагмой *51* и иглой *50,* траверса *60* со звеном *2,* рулежно-демпфирующий цилиндр *31* и другие детали.

Рама амортизационной стойки является основным силовым элементом передней ноги. Она передает непоглощенную энергию удара на конструкцию самолета и служит корпусом для монтажа всех деталей амортизационной стойки, рулежно-демпфирующего цилиндра и ряда других агрегатов и деталей системы управления поворотом колес. В верхней части рамы имеются две цапфы *33* для установки стойки на узлах подвески в нише передней ноги. Рулежно-демпфирующий цилиндр закреплен на раме шпильками *61.* Справа в верхней части рамы имеется рычаг *34* для крепления гидравлического цилиндра подъема и выпуска шасси. По центру и сзади по направлению полета установлен рычаг *37,* к которому шарнирно крепится механизм распора и штуцер *36* подачи масла к рулежно-демпфирующему цилиндру. Еще ниже на раме имеются проушины *49* для крепления складывающегося подкоса. Рама по оси имеет цилиндрическую полость, где монтируется амортизатор, который поворачивается относительно вертикальной оси и удерживается в раме гайкой *27,* законтренной болтами *28.* Внизу амортизатор через кольцо *8* и втулку *11* упирается в проточку рамы. Рама амортизационной стойки изготовлена из алюминиевого сплава В93.

Цилиндр с головками являются корпусом, где смонтированы все узлы амортизатора.

Амортизатор — это герметичная емкость, заполненная рабочей жидкостью (маслом АМГ-10 и техническим азотом с начальным давлением 75± 1,0 *кгс/см*^{2}).

К цилиндру с помощью болтов *25* крепится шлицевая втулка *39*, которая передает момент вращения от рулежно-демпфирующего цилиндра *31* через шлицевую муфту *30* колесам передней ноги. Цилиндр поворачивается относительно запрессованных в раме бронзовых втулок *11*, *26*. Смазка этих втулок осуществляется через масленки *9*, установленные в специальных стопорных болтах *10*.

Сверху в цилиндр установлен плунжер, закрепленный гайкой *41*. Герметичность плунжера достигается резиновыми уплотни тельными кольцами *43*. В плунжер сверху ввернут переходник с зарядным клапаном амортизатора. Переходник контрится шайбой *40*. Снизу на плунжер навинчен поршень, который по торцу имеет отверстие *г*.

На нижней головке цилиндра болтами *53* закреплен кронштейн *52* подвески передней ноги.

На верхнем конце штока установлена букса *15*, которая опирается снизу на стальное кольцо *13*, а сверху удерживается гайкой *20*, законтренной винтом *46*. Букса штока имеет уплотни тельные кольца *14*.

Между буксой штока и нижней буксой *6* устанавливается распорная втулка *12*, ограничивающая выход штока из цилиндра.

Амортизатор имеет клапан торможения обратного хода, который дросселирует перетекание рабочей жидкости из полости *Г*.

Клапан состоит из кольца *16*, втулки *19*, пружины *17* и упорного кольца *21*.

Полость *Г* образована гайкой штока *20*, поршнем плунжера *47*, штоком *58*, компрессионным *48* и упорным *21* кольцами.

Внутри штока установлена диафрагма *51* с иглой *50*, которая делит внутреннюю полость штока на две части: верхнюю рабочую *А* и нижнюю — нерабочую, соединенную с атмосферой. Игла служит для дросселирования отверстия *д*.

Траверса *60* смещает ось колес назад относительно амортизационной стойки и передает момент вращения рулежно-демпфирующего цилиндра на ось колес.

К средней точке траверсы с помощью болта *59* шарнирно крепится шток, а к нижней — ось колес. Верхняя точка траверсы осью *1* шарнирно соединена со звеном *2*. Другой конец звена шарнирно установлен на оси *5* в проушинах нижней головки цилиндра. На звене жестко закреплен болтами *3* кронштейн *4* для подсоединения водила тягача во время буксировки самолета и установлен концевой выключатель АМ-800К (рис. 4.6), предназначенный для отключения системы управления поворотом колес передней ноги при отрыве колес от земли. Концевой выключатель установлен в корпусе *3* и укреплен на звене *5* амортизационной стойки передней ноги.

При обжатии амортизатора кулачок *11* поворачивается вокруг своей оси и через качалку *8* и тандер *7* освобождает шток концевого выключателя *2*, который замыкает электрическую цепь системы управления поворотом колес.

Регулировку механизма концевого выключателя осуществляют тандером *7*.

Нейтральное положение амортизатора наблюдается у амортизационной стойки в полете и на земле при установке самолета на домкраты. В этом случае шток *58* (см. рис. 4.5) с диафрагмой и иглой *50* находится в выпущенном положении и упирается буксой *15* в распорную втулку *12*. Втулка *19* находится в крайнем нижнем положении. Отверстие *г* перекрыто кольцом *16*, а полости *Б* и *В* сообщаются через отверстия *а*.

Работа амортизатора при прямом ходе штока. Во время посадки самолета или при рулении по неровной поверхности аэродрома нагрузка от колес передается траверсе, а от нее — штоку амортизатора. Шток начинает убираться в цилиндр (рис. 4.7). При том полости: жидкостная *А* и пневмо-жидкостная *Б* и *В* уменьшаются в объеме.

При прямом ходе штока можно выделить два этапа работы.

Первый — это когда игла *50* (см. рис. 4.5) доходит до отверстия *д* в поршне *47* и второй, когда игла движется в этом отверстии, дросселируя его.

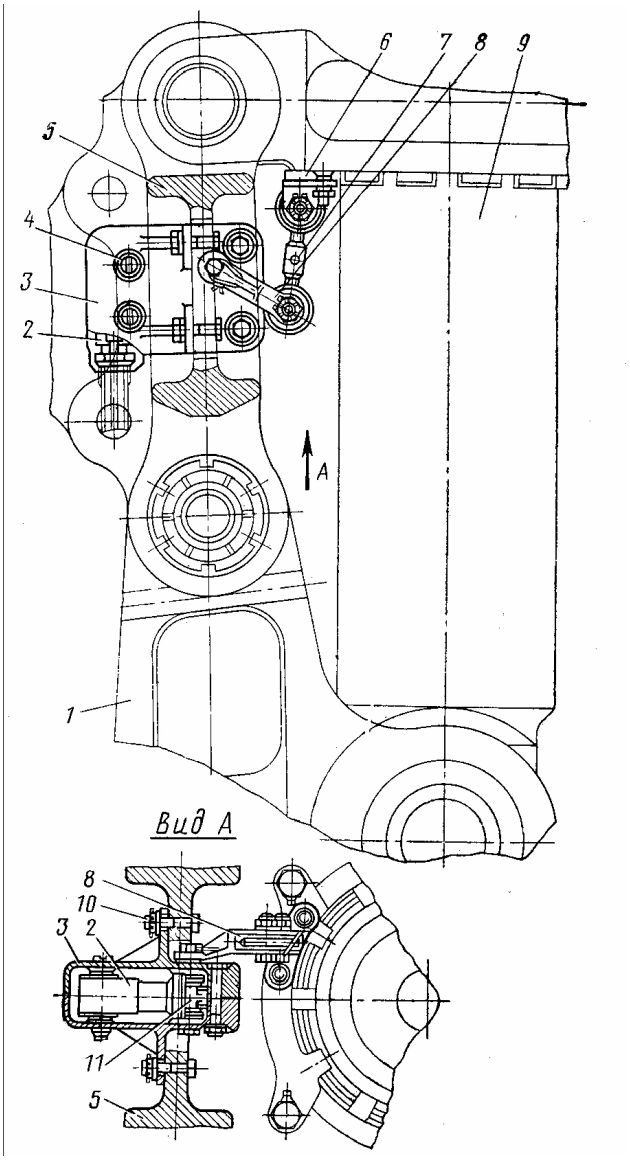


Рис. 4.6. Установка концевого выключателя АМ-800 на амортизационной стойке передней ноги:
1—траверса; 2—концевой выключатель АМ-800К; 3—корпус; 4, 10—болты; 5—звено; 6—скоба; 7—тандер, 8—качалка; 9—шток; 11—кулачок

На первом этапе шток быстро двигается вверх, вытесняя масло из полости *А* в полости *Б* и *В* через отверстие *д*. Масло в полости *Б* и *В* поступает также через отверстие *г* и *б*, но после того как шток пройдет путь, равный приблизительно 25 мм, т. е. когда упорное кольцо *21* позволит пружине *17* поднять втулку *19 в* крайнее верхнее положение, масло отожмет кольцо *16* и начнет поступать в полость *Г*, а из нее через отверстия *б* — в полость *Б*.

Игла штока, пройдя путь, равный примерно 125 мм, значительно сократит площадь проходного отверстия *д*. Возрастет гидравлическое сопротивление при перетекании масла из полости *А* в полость *Б*.

Так как гидравлическое сопротивление масла прямо пропорционально квадрату скорости истечения и обратно пропорционально площади проходного сечения, то скорость движения штока будет падать по мере его движения вверх.

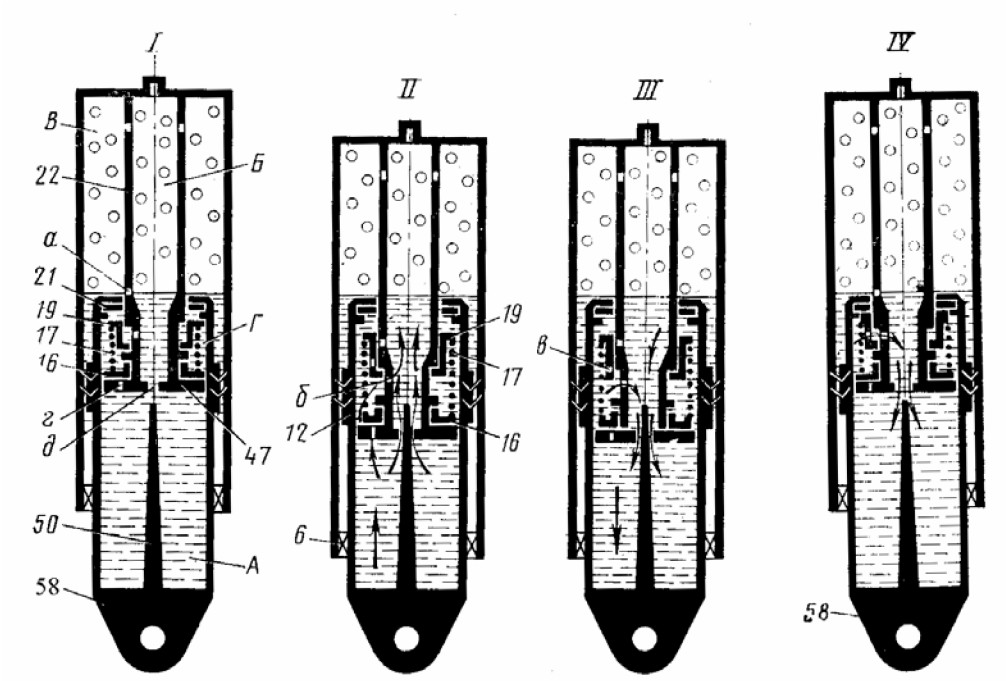


Рис. 4.7. Схема работы амортизационной стойки передней ноги (номера позиций соответствуют рис. 4.5):
I—нейтральное положение; II—прямой ход (второй этап); III—обратный ход (первый этап); IV—обратный ход (второй этап)

Кроме этого, возрастает давление азота в полостях *В* и *Б* из-за уменьшения его объема. В конце хода штока наступает такой момент, когда усилие давления азота, действующее сверху, и нагрузки, действующие снизу, уравновесятся и шток остановится.

Энергия удара при прямом ходе штока затрачивается на преодоление гидравлического сопротивления при перетекании масла из полости *А* в полость *Б* через отверстия *б, г* и *д,* на сжатие азота и на преодоление усилий трения уплотнений и деталей штока цилиндра и плунжера.

Работа амортизатора при обратном ходе штока. После поглощения энергии удара сжатый азот начинает выталкивать шток из цилиндра. При обратном ходе штока тоже можно выделить два этапа работы амортизатора.

Первый этап характеризуется тем, что шток разжимается относительно быстро, так как масло из полости *Г* (см. рис. 4.7) перетекает в полость *Б* через два отверстия *б,* имеющие больший диаметр, чем в отверстие *в*.

На втором завершающем этапе работы амортизатора ход штока резко замедляется в результате перемещения клапана торможения обратного хода, чтобы избежать разрыва струи масла и получить больший гистерезис.

Клапан вступает в работу после того, как упорное кольцо *21* гайки *20* штока (см. рис. 4.5) отожмет втулку *19* (см. рис. 4.7) вниз, которая перекроет своим нижним буртиком отверстие *б.* Масло в этом случае из полости *Г* в полость *Б* будет поступать через отверстие *в,* а затем через отверстие *б.* Таким образом, клапан исключает возможность удара распорной втулкой *12* о буксу *6.* Энергия сжатого азота во время обратного хода расходуется главным образом на преодоление гидравлического сопротивления при перетекании масла из полости *Г* в полость *Б* через отверстия *б* и *в* на преодоление усилий трения уплотнений и деталей штока, цилиндра и плунжера, а также на подъем самолета.

Для нормальной работы амортизатора в нем должно быть ~2800 см^3 масла АМГ-10, а азот должен иметь начальное давление 50^{+2} кгс/см^2.

Если масла или азота будет меньше нормы, то амортизатор сможет выбрать при своем движении весь свой ход, а энергию удара не поглотит. Оставшаяся энергия будет передана на конструкцию и создаст большие перегрузки на узлы самолета. Если же масла или азота будет больше нормы, то на самолет также будут действовать повышенные нагрузки, вследствие более жесткой работы амортизатора.

Рулежно-демпфирующий цилиндр (рис. 4.8) служит для поворота колеса и гашения автоколебаний (шимми) при передвижении самолета по аэродрому.

Он состоит из корпуса *13* с двумя неподвижными лопастями *23*, ротора *14* с двумя подвижными лопастями *19*, двух перепускных клапанов *3*, двух букс *5*, трубопроводов *2*, уплотнительных колец и других деталей.

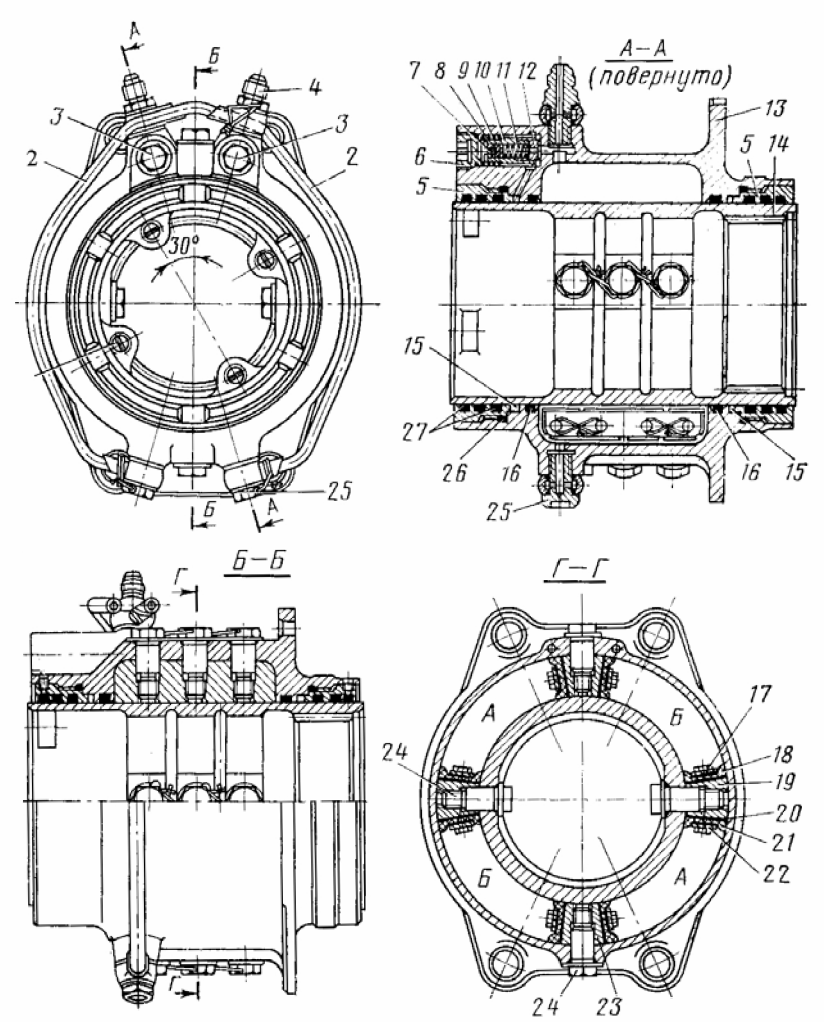


Рис. 4.8. Рулежно-демпфирующий цилиндр самолетов ранних выпусков: 1—отверстия под шпильки; 2—трубопроводы; 3—клапан перепуска; 4, 25— штуцера; 5—букса; 6—пробка; 7—шарик; в—упор; 9, 11—пружины; 10—корпус; 12—крышка клапана; 13— корпус; 14—ротор; 15—кольцевая канавка; 16, 26, 27—уплотнительные кольца; 17, 24—болты; 18— пружинная крышка: 19—подвижная лопасть; 20—прокладка; 21—манжета; 22—пластина; 23—неподвижная лопасть; А, Б—полости рулежно-демпфирующего цилиндра

Корпус с двумя неподвижными лопастями и ротор с двумя подвижными лопастями образуют две пары полостей *А* и *Б*. Для уплотнения этих полостей по торцам имеются канавки *15*, а в корпусе и буксе установлены уплотнительные кольца *16, 26, 27*.

Все четыре лопасти попарно крепятся на диаметрально противоположных сторонах корпуса и ротора. С двух сторон каждой лопасти между прокладками *20* и пластинами *22* через пружинные крышки *18* зажаты манжеты *21*. С каждой стороны лопасти для этой

цели располагается по четыре болта *17*. Ротор сверху имеет четыре ушка с резьбовыми отверстиями / под шпильки крепления крышки. На крышке находятся проушины для подсоединения системы обратной связи. С внутренней стороны в нижней части ротора имеются шлицы для неподвижного соединения рулежно-демпфирующего цилиндра с цилиндром амортизационной стойки, чтобы передавать моменты вращения колес.

Рулежно-демпфирующий цилиндр имеет клапан *3* перепуска масла из полостей *А* в полости *Б*. Каждый клапан перепуска состоит из корпуса *10*, крышки клапана *12*, шарика *7*, упора *8*, пробки *6* и пружин *9, 11*.

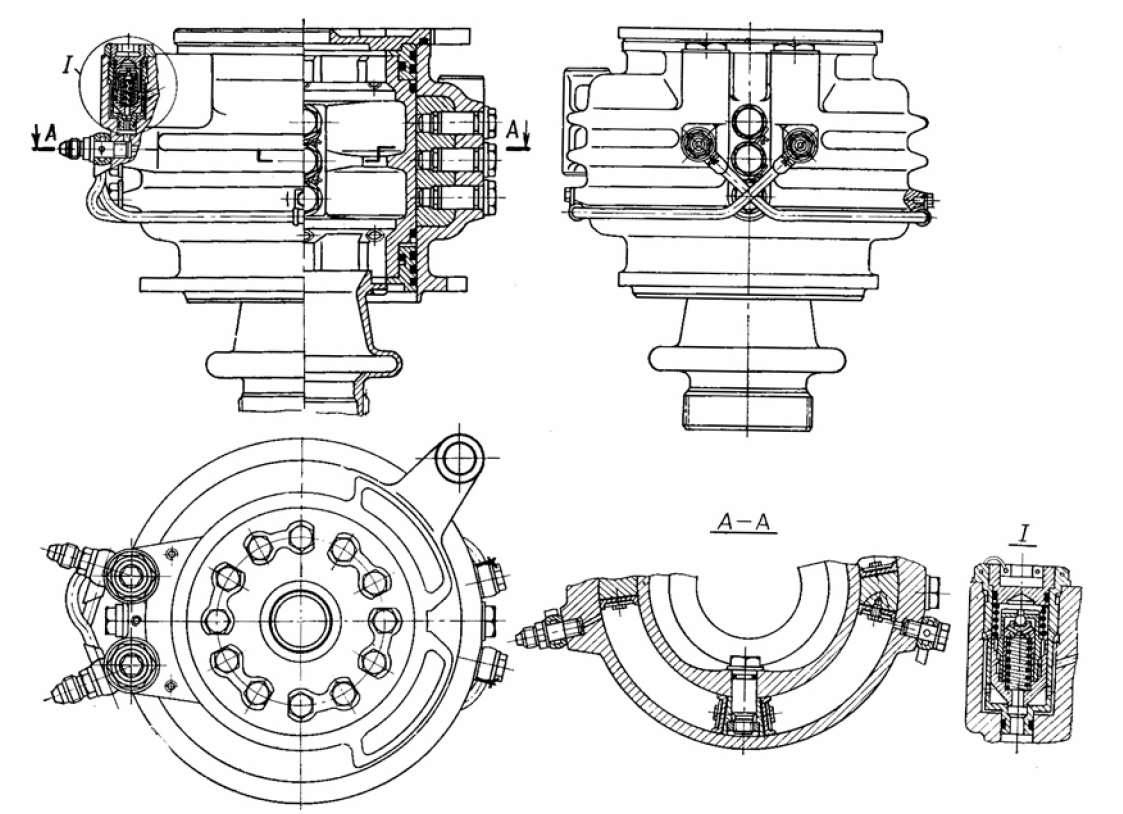


Рис. 4.9. Рулежно-демпфирующий цилиндр самолетов поздних выпусков

Трубопроводы *2*, соединяющие полости *А и Б*, крепятся к корпусу штуцерами *4, 25*.

На рис. 4.9 показана конструкция рулежно-демпфирующего цилиндра, установленного на самолете позднего выпуска.

Работа рулежно-демпфирующего цилиндра.

При поступлении масла под давлением в полость *А* (рис. 4.10) ротор *14* с лопастями *19* начинает поворачиваться против хода часовой стрелки. В это время масло из полостей *Б* начинает сливаться. Одновременно масло поступает к правому перепускному клапану *3*, который открывается, и масло заполняет кольцевые канавки *15*, поджимая резиновые кольца *16*, что герметизирует полости *А* и *Б* по торцам ротора. Вращение ротора передается, цилиндру амортизационной стойки и далее колесам.

При подаче масла в полость *Б* ротор с лопастями начинает поворачиваться по ходу часовой стрелки, увлекая за собой цилиндр амортизатора и колеса.

Если при возрастании давления в одной из полостей *А* или *Б* оно будет выше 250 кгс/см^2, то открывается шариковый клапан перепуска другой пары полостей *Б* или *А* и масло начинает перетекать из одной полости в другую.

При давлении в цилиндре не более 250 *кгс/см*^{2} клапан поджимается пружиной к торцу корпуса *10* и перекрывает отверстие кольцевых канавок.

Рулежно-демпфирующий цилиндр работает в режиме свободного ориентирования так же, как цилиндр, используемый в качестве демпфера автоколебаний. Цилиндр установлен сверху по оси симметрии рамы.

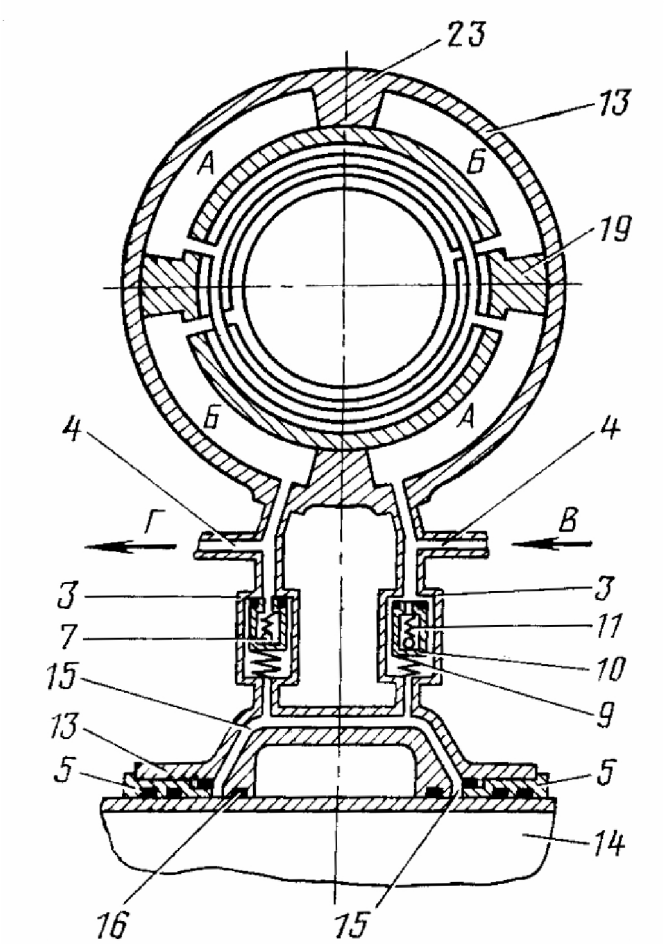


Рис. 4.10. Схема работы рулежно-демпфирующего цилиндра (номера позиций соответствуют рис. 4.8):
4, Б—полости рулежно-демпфирующего цилиндра; В—линия давления; Г—линия слива

Ориентир колес, работающий на растяжение и сжатие.

Ориентир передней ноги (рис. 4.11) служит для установки колес в нейтральное положение после взлета или при установке самолета на подъемники. Он является пневматической пружиной двустороннего действия, т. е. пружиной, работающей как на растяжение, так и сжатие, и установлен на самолетах первых выпусков.

Ориентир состоит из цилиндра *1*, штока *5*, поршня *2*, плунжера *6*, буксы *7*, зарядного клапана *10*, двух масляных зарядных клапанов *9*, направляющей *3*, упорной гайки *4* и уха *8*. (Конструкцию зарядного клапана см. на рис. 4.26, узел *Е)*.

Ориентир имеет полости *В* и *Г*, заполняемые сжатым азотом, и полости *А* и *Б* для набивки смазки ЦИАТИМ-203.

При развороте амортизатора вправо ориентир удлиняется, а влево — укорачивается вследствие перемещения штока.

При растяжении ориентира штока выдвигается и, упираясь в гайку *4*, тянет за собой поршень, который уменьшает объем полости *В* и увеличивает сжатие азота. Полный ход штока при растяжении и сжатии равен 62 см.

При обжатии ориентира шток скользит по плунжеру, уменьшая объем полости *Г* и увеличивая в ней сжатие азота. Давление азота в полостях *В* и *Г*.выравнивается благодаря его перетеканию через отверстие *б*.

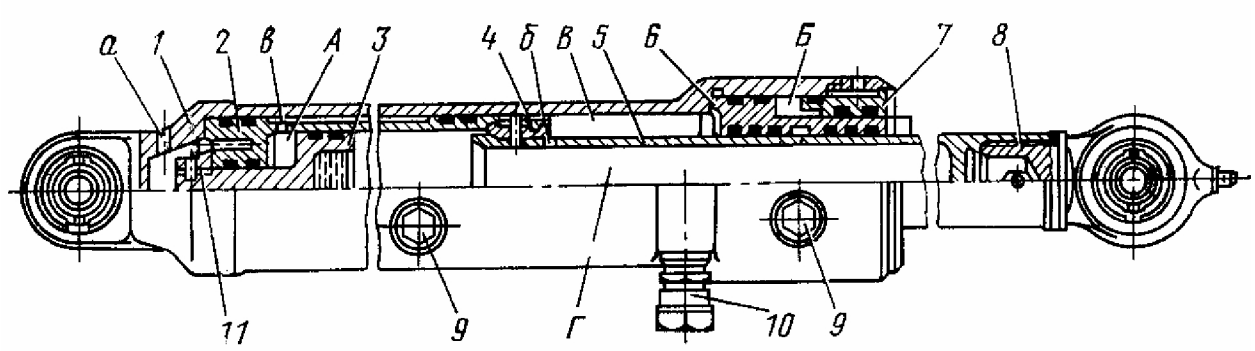


Рис. 4.11. Ориентир колес передней ноги:
1—цилиндр; 2—поршень; 3—направляющая; 4, 11—гайки; 5—шток; 6—плунжер; 7—букса; 8—ухо; 9—масляный зарядный клапан; 10—зарядный клапан; А, Б—масляные полости; В, Г—азотные полости; а—контрольное отверстие; б—отверстие, сообщающее полости В и Г; в—отверстие для смазки

После снятия усилий, затраченных на растяжение или сжатие ориентира, азот возвращает его в исходное положение и, следовательно, устанавливает колеса передней ноги в нейтральное положение.

Зарядные клапаны (см. рис. 4.13) служат для зарядки полостей *В* и *Г* азотом, а масляные клапаны *9* (см. рис. 4.11) — для набивки полостей *А* и *Б* смазкой ЦИАТИМ-203. Смазка в полость *А* поступает через отверстие по кольцевому зазору между цилиндром и поршнем, а в полость *Б* — непосредственно.

Ориентир установлен слева в отсеке передней ноги. Одним концом он закреплен на крышке рулежно-демпфирующего цилиндра, другим к кронштейну на траверсе.

Ориентир колес, работающий на сжатие. Назначение ориентира (рис. 4.12) точно такое же, как и предыдущего, но он является пневматической пружиной, работающей только на сжатие, и установлен на самолетах последних выпусков. Ориентир состоит из цилиндра *2* с головкой *9,* штока , буксы *7* и других деталей.

Цилиндр имеет гнездо для установки штуцера — дросселя *3,* отверстие *а* для контроля за положением буксы *7*. К дросселю подсоединяется шланг от линии, работающей при больших углах отклонения передней ноги.

Головка цилиндра имеет два гнезда для установки зарядного клапана *12* и масляного зарядного клапана *13.*

Цилиндр, шток и букса имеют уплотнительные кольца *4, 6, 8, 10, 11.*

Полость *В* ориентира заполняется сжатым азотом с давлением 90^{+2} кгс/см^2, полость *Б* — смазкой ЦИАТИМ-203, а в полость *А* подается масло АМГ-10 из гидросистемы управления поворотом передней ноги при включении режима больших углов (55°). Это приводит к отключению ориентира, что обеспечивает свободный поворот передней ноги на 55°.

При развороте стойки на малые углы (8°30) кулачки рулежно-демпфирующего цилиндра упираются в ролик рычага и воздействуют на шток ориентира, задвигая его в цилиндр. Объем полости *В* уменьшается, а степень сжатия в полости азота увеличивается.

После взлета самолета, если передние колеса не находятся в линии полета, то сжатый азот выталкивает шток из цилиндра, который нажимает через ролик рычага (см. рис. 5. 53) на кулачки рулежно-демпфирующего цилиндра. Колеса повернутся и установятся в линию полета. Полный ход штока равен 41 мм. Полость *Г* (см. рис. 4.12) сообщается с атмосферой через контрольное отверстие *а.*

Зарядный клапан (рис. 4. 13) служит для зарядки азотом амортизационных стоек, стабилизирующих амортизаторов и ориентира. Кроме того, клапан позволяет проверять величину давления азота в амортизаторах шасси и ориентире без снятия их с самолета.

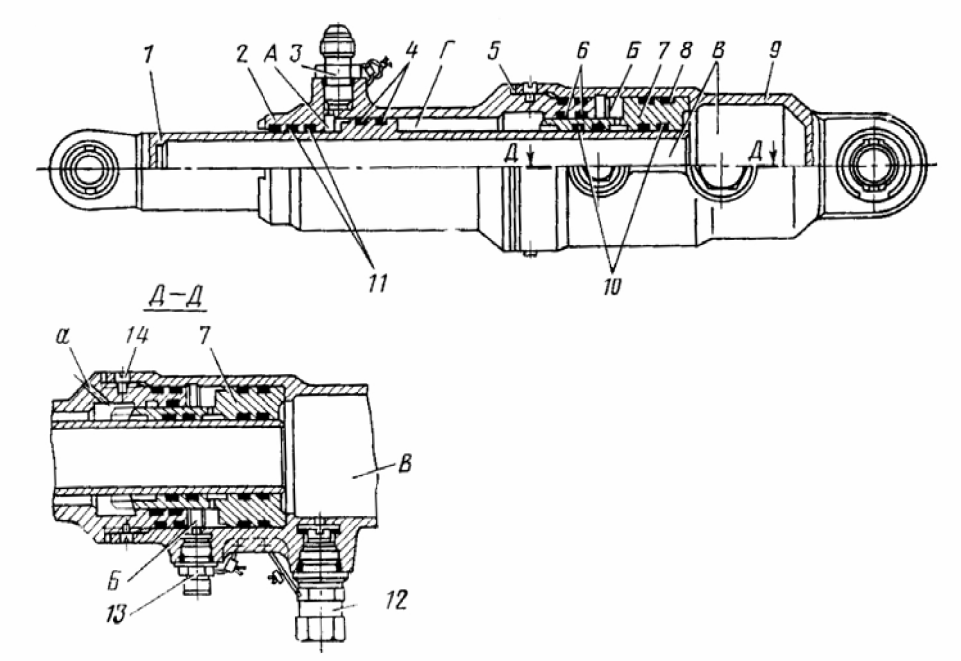


Рис. 4.12. Ориентир колес, работающий на сжатие:
1—шток; 2—цилиндр; 3—дроссель: 4, 6, 8, 10, 11—уплотнительные кольца; 5—шайба; 7—букса; 9—головка; 12—зарядный клапан; 13—масляный зарядный клапан; 14—винт; А, Б—масляные полости; В, Г—пневматические" полости; а—контрольное отверстие

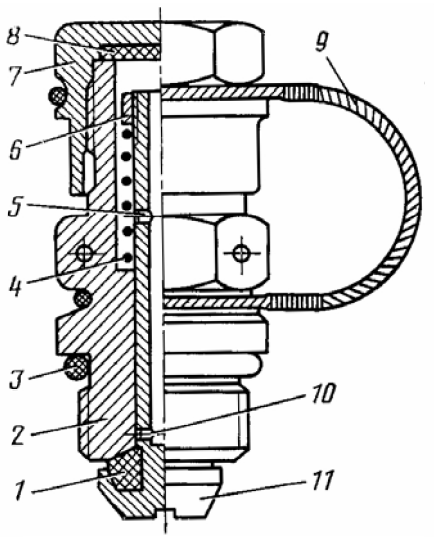


Рис. 4.13. Зарядный клапан:
1—резиновое кольцо; 2—корпус; 3—уплотнительное кольцо; 4—пружина; 5, 10—отверстия; 6—гайка; 7—колпачок; 8—шайба: 9—тросик; 11—клапан

Основными деталями зарядного клапана являются: корпус *2*, клапан *11*, пружина *4* и колпачок *7*.

Шток клапана имеет по оси канал, два радиальных отверстия *5, 10* и заканчивается головкой, в конической проточке которой привулканизировано резиновое кольцо *1*. На штоке сверху навинчена гайка *6*, удерживающая пружину *4*. Под буртик корпуса для герметизации соединения устанавливается уплотнительное кольцо *3*.

При зарядке амортизаторов или ориентира азотом, а также при проверке давления колпачок следует снять, а вместо него на резьбу навернуть наконечник шланга зарядного прибора или манометра. Игла этих приспособлений упрется в шток клапана и отожмет его

вниз, давая возможность азоту через канал и радиальные отверстия *5, 10* поступить к прибору или манометру.

После прекращения зарядки или проверки давления азота пружина *4* подтянет резиновое кольцо 1 к корпусу, а внутреннее давление прижмет клапан к гнезду.

Колпачок с уплотнительной шайбой *8* предохраняет внутренние плоскости клапана от загрязнения и резьбу от повреждений.

Цилиндр уборки и выпуска шасси передней ноги — гидравлический, двустороннего действия, т. е. масло под давлением поступает к поршню с обеих сторон.

Одним концом цилиндр шарнирно закреплен к рычагу *10* (см. рис. 4.3), установленному на раме, а другим к проушине *10* (см. рис. 4.16) верхнего правого звена складывающего подкоса.

Установка оси колес (рис. 4.14) служит для монтажа колес *10* с помощью подшипников обеспечивает их вращение относительно траверсы *7* и передает усилия от колес на траверсу. Установка состоит из оси *4,* выполненной в виде трубы переменного сечения, которая с помощью двух радиально-упорных Подшипников *16,* обтюраторов *5, 6, 15,* гайки *14,* стопорных винтов *8* и сухарей *9* монтируется в траверсе *7.*

Подшипники воспринимают большие радиальные и осевые нагрузки.

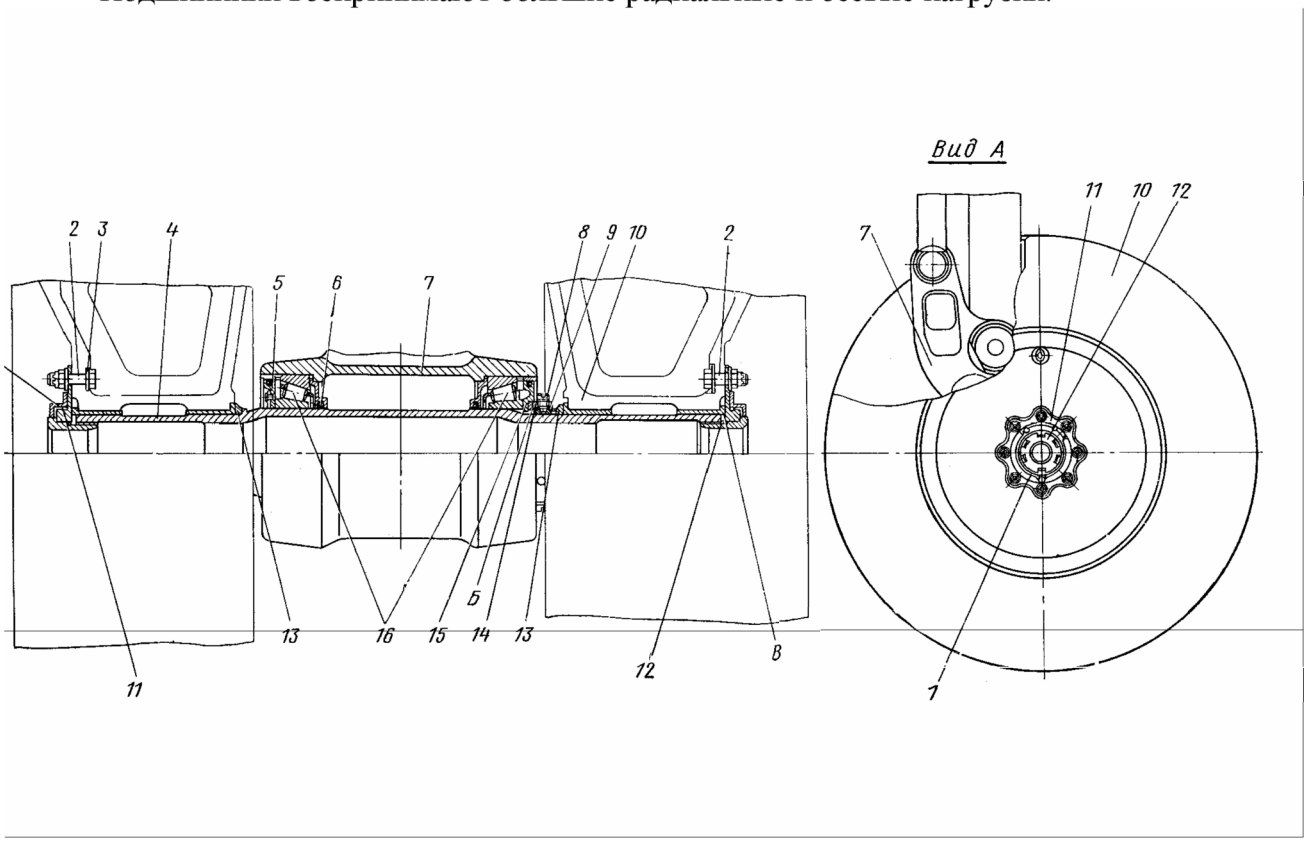


Рис. 4.14. Установка оси колеса передней ноги
1—крышка; 2—болт; 3—шайба; 4—ось; 5, 6, 15—обтюраторы; 7—траверса; 8—винт; 9—сухарь; 10—колесо КН-l0; 11—фланец; 12, 14—гайки; 13—шайба; 16—радиально-упорные подшипники

Обтюраторы закрывают подшипники, чтобы с помощью манжет предотвратить попадание в них пыли и грязи. При монтаже обтюраторы упираются в буртики на траверсе и оси.

Затяжка подшипников регулируется гайкой *14,* которая для предотвращения самопроизвольного отвертывания контрится винтом *8.*

Такой монтаж позволяет оси свободно вращаться относительно траверсы.

Колесо КН-10 (рис. 4.15) служит для обеспечения разбега при взлете, пробега после посадки и рулежки, а также для частичного поглощения энергии удара путем обжатия пневматика.

Колесо состоит из барабана *12* с двумя полуребордами *11* и пневматика.

Барабан отлит из магниевого сплава. Он имеет два диска, обод и ступицу. Со стороны несъемной реборды барабана на его диске имеется восемь бобышек с отверстиями *15* для крепления фланца *11* (см. рис. 4.14).

В ступицу барабана запрессованы две втулки *14* (см. рис. 4.15), которые при монтаже колеса опираются на ось.

Полуреборды облегчают монтаж и демонтаж пневматика. В собранном колесе полуреборды *11* удерживаются от осевого перемещения буртиком барабана, а от проворачивания шпонками *9*. Шпонки на барабане закреплены винтами *10*. Полуреборды между собой соединяются двумя пластинками *1* и болтами *2*.

На барабане со стороны съемных полуреборд болтами *17* укреплен щиток *16* для защиты внутренней полости барабана от грязи и пыли.

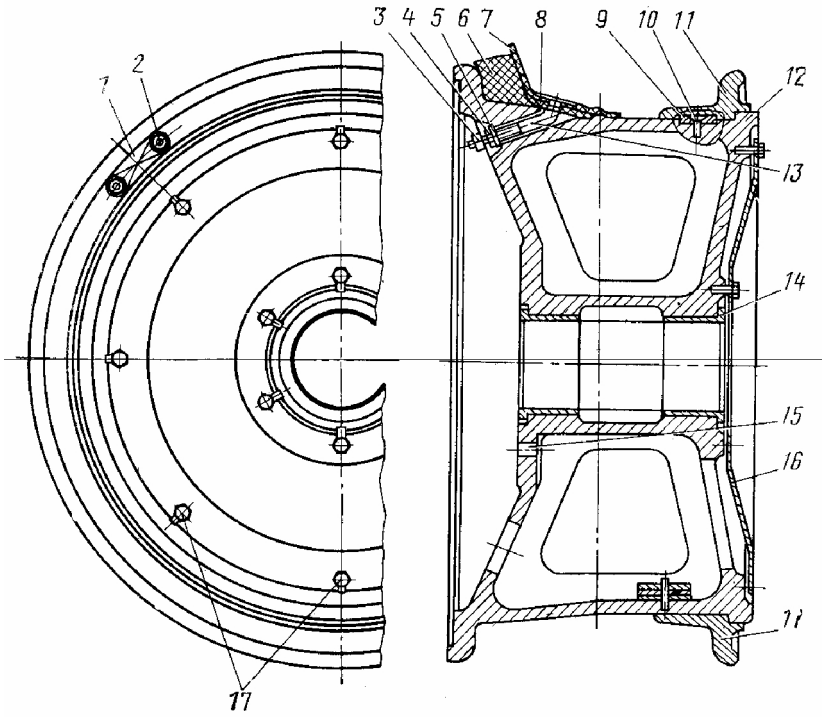


Рис. 4.15. Колесо КН-10:
1—пластина; 2, 17—болты; 3—колпачок; 4—гайка; 5—шайба; 6—покрышка; 7—камера; 8—подпятник; 9—шпонка; 10—винт; 11—полуреборда; 12-барабан; 13— вентиль; 14—втулка; 15—отверстие крепления фланца; 16—щиток

На внутренних сторонах реборд имеется насечка, препятствующая проскальзыванию пневматика относительно барабана, возможному при пониженном давлении в пневматике. Для контроля положения покрышки относительно барабана на них наносится красной краской полоса.

Пневматик состоит из покрышки *6* и камеры *7*. Камера — герметическая резиновая емкость, имеющая форму тора, с зарядным вентилем *13* для заполнения камеры воздухом. Покрышка воспринимает при движении колеса силы реакции от ВПП и передает их на барабан. Она изготовлена из резинового протектора, навулканизированного на многослойный прочный корд. Протектор защищает корд от истирания и механических повреждений. Внутри бортов покрышки заделаны пучки сталь ной проволоки для предотвращения их растяжения и соскакивания пневматика с барабана.

Барабан имеет прилив с отверстием, в которое помещается вентиль камеры. Вентиль удерживается в этом отверстии гайкой *4* с шайбой *5* и с внутренней стороны упирается в барабан через подпятник *8* камеры. На вентиль навинчивается для предохранения резьбы от забоин колпачок *3*.

Каждое колесо устанавливается на ось через шайбы *13* (см. рис. 4.14). Шайбы с одной стороны упираются в буртик на оси, а с другой — в гайку *14*. На внешнем диске барабана каждого колеса болтами *2* закреплен фланец *11*, имеющий внутренние шлицы, сопрягающиеся со шлицами на оси. Колеса крепятся на оси гайками *12*. Гайки контрятся крышками *1*, закрепленными на фланцах винтами.

Под головки болтов *2* с внутренней стороны барабана установлены шайбы *3*, которые не позволяют болтам проворачиваться.

Скалывающийся подкос (рис. 4.16) передней ноги является силовым элементом, воспринимающим нагрузку при выпущенной ноге, и кинематическим — при ее выпуске и уборке.

Как силовой элемент подкос удерживает амортизационную стойку в выпущенном положении, передавая усилия со стойки на фюзеляж.

Как кинематический элемент складывающийся подкос при уборке и выпуске получает движение от цилиндра подъема и вы\пуска шасси.

Складывающийся подкос состоит из нижнего *4* и верхнего *9* звеньев, шарнирно соединенных карданом *7*, с помощью болтов *5*, *8*.

В донышке болта *8* установлена масленка *19*. Верхнее звено имеет форму треугольной рамы и состоит из правого *12* и левого *16* раскосов, оси *14*, цапф *11* и тяги *18*.

Каждый раскос сверху имеет головку Г-образной формы с отверстием под ось *14*, в которую с торцов устанавливаются цапфы.

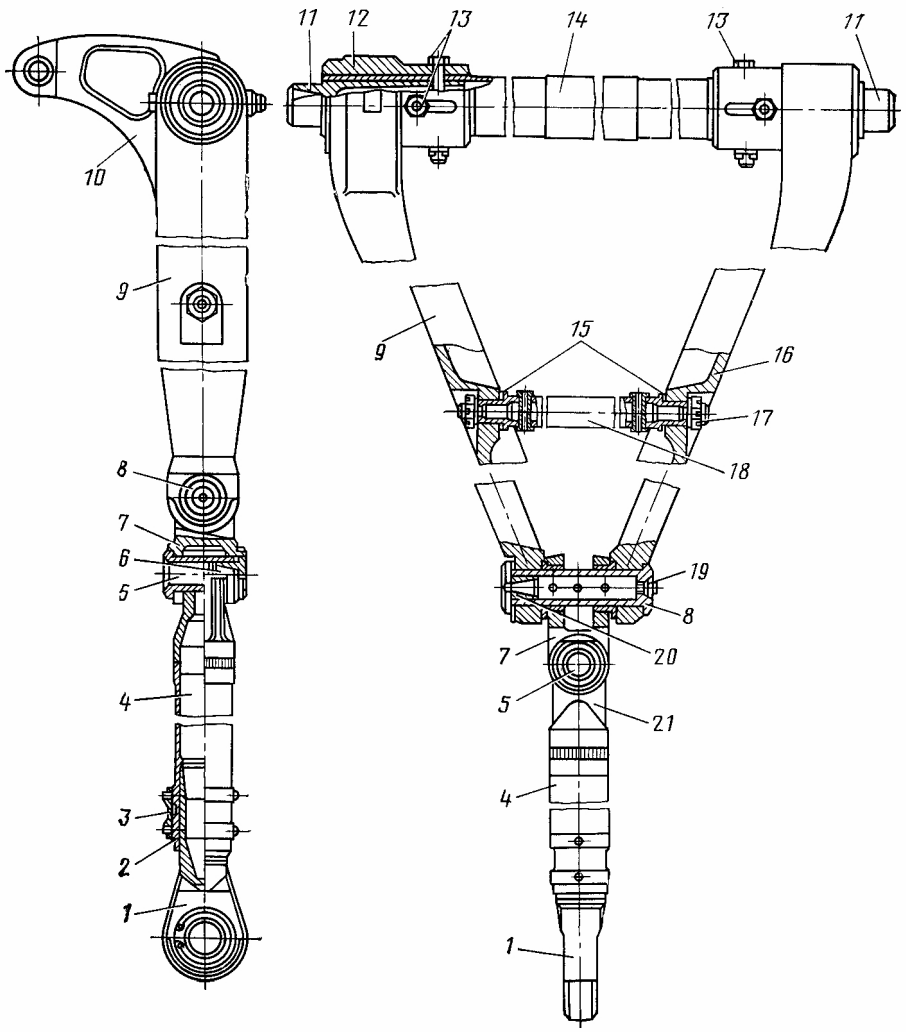


Рис. 4.16. Складывающийся подкос:
1—ухо; 2—контргайка; 3—втулка; 4, 9—звенья; 5, 8, 13—болты; 6, 20—резьбовые втулки; 7—кардан; 10—проушина; 11, 15—цапфы; 12, 16—раскосы; 14—ось; 17—гайка; 18—тяга; 19—масленка; 21— головка звена

На головке правого раскоса имеется проушина *10,* к которой подсоединяется шток цилиндра уборки и выпуска передней ноги. Горизонтальные болты *13* головки имеют отверстия в виде паза для перемещения цапф внутри оси, что создает удобства при монтаже и демонтаже складывающегося подкоса.

Тяга необходима для предотвращения деформации раскосов при больших нагрузках.

Нижнее звено — это стальная труба, к которой с одного конца приварена головка *21,* а с другого — ввернуто ухо *1* с подшипником. Ухо позволяет регулировать длину подкоса, а следовательно, его стрелу прогиба. Оно удерживается в трубе звена контргайкой *2* и втулкой *3.*

Механизм распора (рис. 4.17**)** является силовым элементом, работающим при выпущенной ноге, и кинематическим элементом — при уборке и выпуске шасси.

Как силовой элемент он удерживает складывающийся подкос в распрямленном положении при действии сил, идущих от стойки. Как кинематический элемент под действием своего гидравлического цилиндра *4* механизм начинает складываться и переводить задний подкос через «мертвое» положение, позволяя, в свою очередь, складываться подкосу.

Основными узлами и деталями механизма распора являются: верхнее звено *3* с гидравлическим цилиндром, нижнее звено *13* и пружины *10.*

Каждая пружина одним концом закреплена петлей *11* на пальце *12* верхнего звена, а другим — на пальце нижнего звена. Нижнее звено имеет рычаг **с** роликом *6,* в который упирается шток *5* гидравлического цилиндра. Между собой звенья шарнирно соединены болтом *17* и в распрямленном положении упираются в выступы на звеньях.

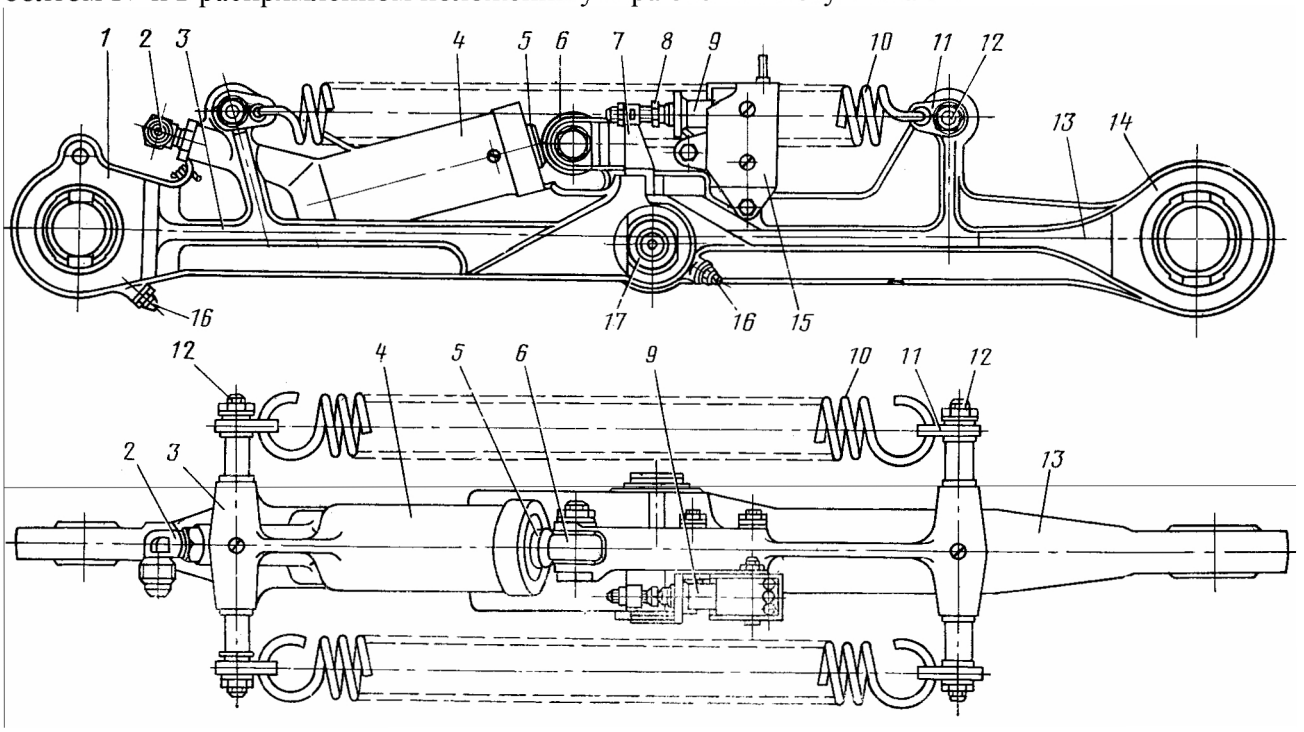


Рис. 4.17. Механизм распора:
1, 14—ушки звена; 2-штуцер; 3—верхнее звено; 4—цилиндр; 5—шток; 6—ролик; 7—упор; 8—регулировочный винт; 9—концевой выключатель АМ-800К.; 10—пружина; 11-петля; 12—палец; 13—нижнее звено; 15—кожух; 16—масленка, 11—болт

При уборке передней ноги в гидравлический цилиндр через штуцер *2* начинает поступать под давлением масло АМГ-10. Шток начинает выдвигаться и упирается в ролик. Далее под действием возникающего момента звенья *3, 13* механизма поворачиваются относительно друг друга, и механизм распора начинает складываться. Он тянет за собой шарнирный узел кардана складывающегося подкоса, переводя его через «мертвое» положение. После этого подкос начинает складываться, выполняя роль кинематического элемента. Устойчивость механизма распора при выпущенной ноге гарантируется тем, что центр шарнира, соединяющий звенья, на 2 мм ниже прямой, проходящей через центры ушек *1, 14.* Кроме того, две пружины помогают удерживать механизм распора в распрямленном положении и занимать это положение в конце выпуска передней ноги.

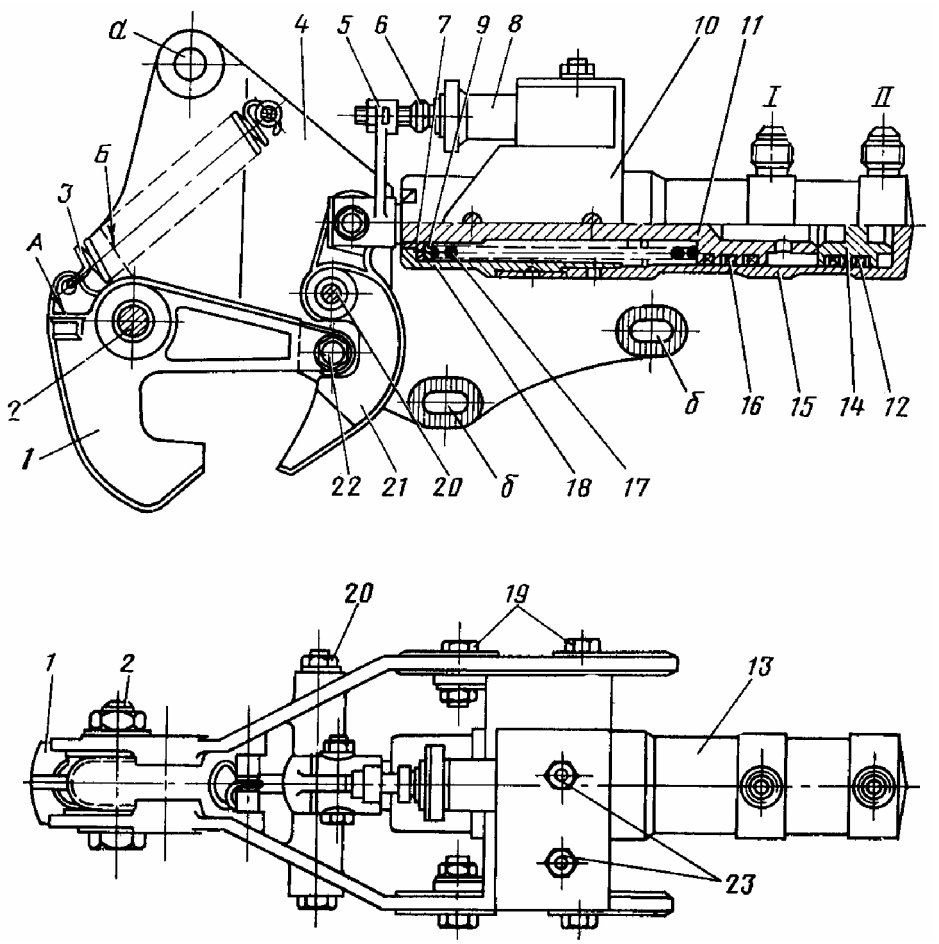


Рис. 4.18. Замок подвески передней ноги:
1—крючок; 2, 19, 20, 23—болты; 3, 17—пружины; 4—щека; 5—поводок; 6—регулировочный винт; 7—втулка; 8—концевой выключатель АМ-800К; 9—шайба; 10—кронштейн; 11—шток с поршнем; 12, 16—уплотнительные кольца; 13—цилиндр; 14—поршень; 15—корпус; 18—головка цилиндра; 21—защелка; 22—ролик; а, б—отверстия болтов крепления замка; А—упор на крюке; Б—упор на щеке; I, II—штуцера

Механизм распора шарнирно закреплен одним концом к рычагу *37* на раме (см. рис. 4.5) амортизационной стойки, а другим— к болту *8* (см. рис. 4.16) складывающегося подкоса.

Замок подвески передней ноги (рис. 4.18) служит для удержания передней ноги в убранном положении.

Замок состоит из щек *4*, крюка *1* с роликом *22*, защелки *21*, гидравлического цилиндра *13*, поводка 5 с регулировочным винтом *6*, пружины *3*, концевого выключателя АМ-800К *8* и других деталей.

Цилиндр одностороннего действия служит для открытия замка при выпуске шасси и закрытия его при уборке. Цилиндр с помощью кронштейна *10* укреплен болтами *19* между щеками замка.

Основными деталями цилиндра являются: корпус *15* с кронштейном *10* и головкой *18*, шток 11 с поршнем, пружина *17*, поршень *14* и направляющая втулка *7*. Поршни цилиндра имеют уплотнительные кольца *12, 16*.

К кронштейну цилиндра болтами *23* крепится концевой выключатель АМ-800К. На корпусе цилиндра имеются два штуцера.

При нормальном выпуске ноги масло АМГ-10 подается в штуцер *I*, а при аварийном — в штуцер *II*. Шток, выдвигаясь, поворачивает защелку, и замок открывается. Освобожденный от защелки крюк под действием веса стойки и пружины *3* повернется относительно болта 2, а упоры *А* на крюке дойдут до упоров *Б* на щеках.

Во время уборки передней ноги петля *52* (см. рис. 4.5) своей осью зайдет в зев крюка и повернет его. Ролик *22* (см. рис. 4.18) обкатится по внутреннему контуру защелки, которая под действием пружины повернется, и паз защелки захватит конец крюка с роликом. Замок запрется. В закрытом положении замка регулировочный винт *6* поводка *5* надавит на толкатель концевого выключателя *8,* и красная лампа погаснет.

Замок установлен в плоскости симметрии самолета на кронштейне крепления механизма управления задними створками шасси между шпангоутами № 16 и 17.

Для правильной установки замка в горизонтальном положении каждая щека *4* имеет два овальных отверстия *б,* а в вертикальном положении — отверстие *а.* К отверстию *а* подсоединяется тяга *6* (см. рис. 4.19), чтобы избежать проворачивания замка и зафиксировать его в нужном положении.

Механизм управления створками люка ниши передней ноги (рис. 4.19) служат для открытия и закрытия створок при уборке и выпуске ноги, а также для удержания их в крайних положениях.

Люк ниши передней ноги закрывается передними *4* и задними *25* створками. Каждая пара створок имеет свои механизмы управления. Механической связи передние и задние створки не имеют. При выпущенной ноге передние створки открыты, а задние закрыты. Задние створки открываются только в момент уборки или выпуска шасси.

Механизм управления задними створками состоит из кулис *8* с упорами *20, 21,* кронштейнов *7,* крышек *17,* тяг *22* с карданами *24,* секторов *18, 26,* пружин *9* и других деталей. Механизм установлен на оси *16* подкоса и крепится неподвижно относительно фюзеляжа тягами *6* и при помощи замка *12* подвески передней ноги, который крепится болтами *15.*

Во время уборки передней ноги ось *16* подкоса начинает поворачиваться по ходу часовой стрелки, увлекая за собой закрепленный на ней сектор *18.* Сектор *18,* находясь в зацеплении с сектором кулис *26,* начинает их поворачивать и через тяги *22* открывает створки. Поворачиваясь далее по ходу часовой стрелки, сектор *18* выходит из зацепления с сектором *26* и продолжает движение вместе с осью подкоса. В это время амортизационная стойка *5* начинает убираться в нишу фюзеляжа. Продолжая движение на уборку, передняя нога роликами *13* входит в зевы кулис *8* и, перемещаясь по пазу, ролики поворачивают кулисы относительно их оси *19.* Кулисы тянут за собой тяги *22,* и задние створки закрываются.

При выпуске передней ноги ролики *13* начинают перемещаться по пазам кулис вниз, поворачивают кулисы, которые толкают тяги *22* вниз и открывают створки. Каждая створка в открытом положении удерживается кинематическим замком, образованным тягой *22,* кулисой *8,* пружинами *9* и упорами *20.*

Продолжая движение, передняя нога выходит из ниши, сектор *18,* двигаясь против хода часовой стрелки, входит в зацепление с сектором *26* и поворачивает кулисы *8,* которые закроют створки.

Чтобы избежать отсоса створок и вибрации их в полете, они должны плотно прилегать друг к другу и к обводам фюзеляжа, что достигается регулировкой длины тяг *22,* путем перемещения узла *23* по горизонтали.

Передние створки связаны со стойкой *5* шасси через кронштейны *1, 3* и шарнирно закрепленные тяги *2* с карданами.

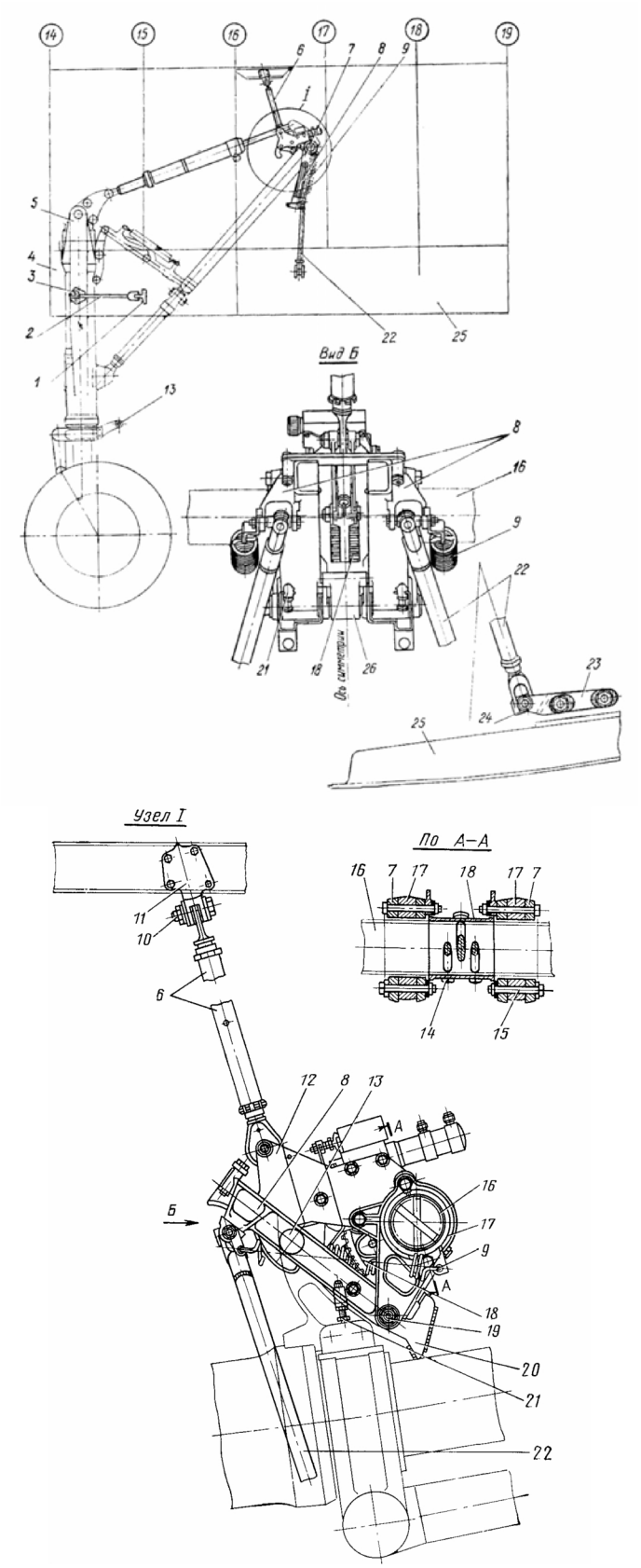


Рис. 4.19. Механизм управления створками передней ноги:
1, 3, 7, 11—кронштейны; 2, 6, 22—тяги; 4—передняя створка; 5— амортизационная стойками; 16, 19—оси; 17—крышка; 18, 26—секторы; 20, 21—упоры; 23—узел створки; 24—кардан; 8—кулиса; 9—пружина; 10, 14, 15- болты; 12—замок подвески; 13—петля с роликами; 26—задняя створка (створки условно показаны в открытом положении)

4.4.ГЛАВНЫЕ НОГИ ШАССИ

Самолет имеет две главные ноги шасси (рис. 4.20) с качающимися амортизационными стойками. Такая конструктивная схема шасси почти позволяет избежать нагрузку стоек изгибным моментом. Ввиду того, что нижние концы подкосов цилиндров уборки и выпуска шасси шарнирно соединены со средними узлами шлиц-шарниров, наклон стоек при их обжатии увеличивается, а при выдвижении штока уменьшается. На самолетах первых выпусков установлены амортизационные стойки главных ног с однокамерными амортизаторами, а на последующих — с двукамерными.

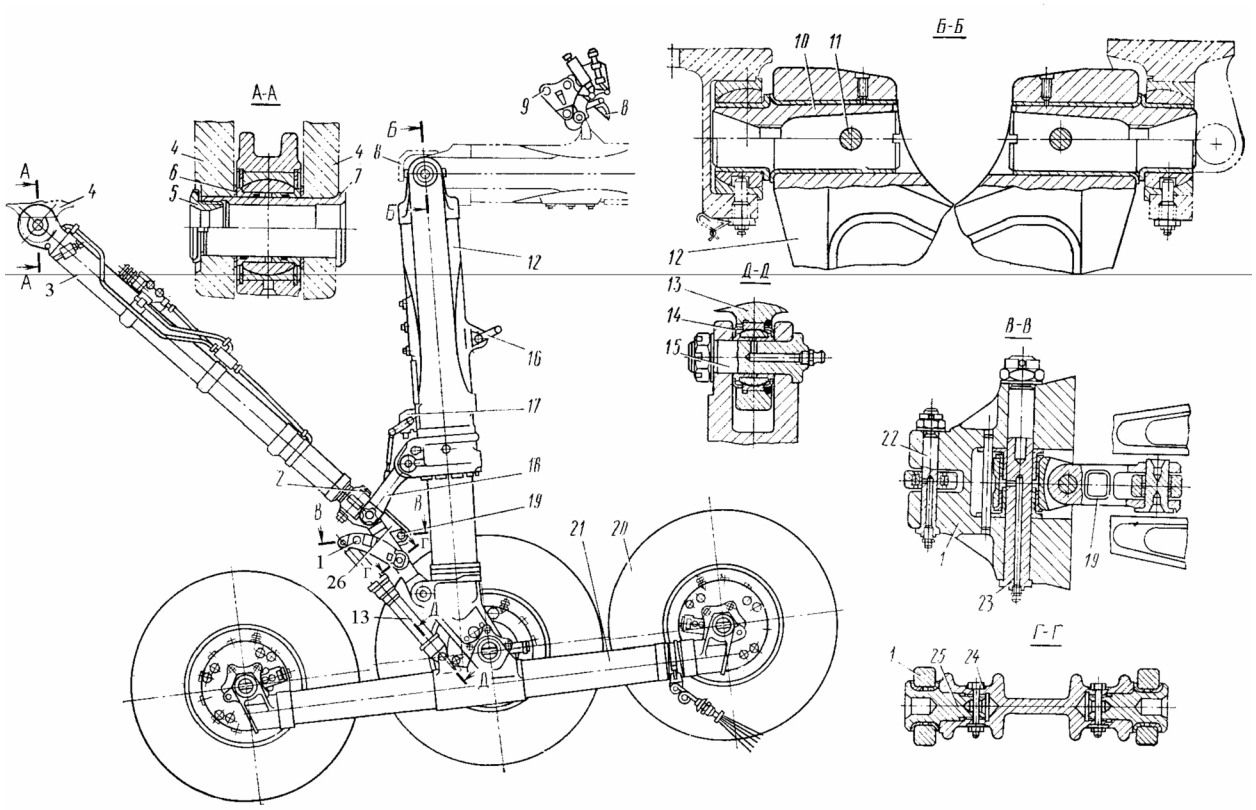


Рис. 4.20. Главная нога шасси:
1—качалка; 2, 7, 11, I5, 22, 23, 24—болты; 3—подкос-цилиндр; 4, 8—кронштейны; 5—гайка; 6, 14—шайбы; 9—замок подвески; 10, 25—цапфы; 12—амортизационная стойка; 13—-стабилизирующий амортизатор; 16—петля подвески; 17—установка концевого выключателя; 18—шлиц-шарнир; 19—соединительная тяга; 20—колесо КТ-141А; 21—рама тележки; 26—кардан

Основными внешними признаками амортизационных стоек являются трафареты, в которых указано значение давления для однокамерного амортизатора и два значения для верхней и нижней камер. Однокамерный амортизатор имеет один зарядный клапан (см. рис. 4.13), расположенный сверху но оси стойки, а двухкамерный — два горизонтально расположенных зарядных клапана: один сверху по оси стойки, другой снизу по оси штока.

Тележки колес к амортизационным стойкам крепятся шарнирно, причем оси крепления тележек относительно осей стоек смещены назад. Для придания тележкам определенного положения при выпуске шасси имеются стабилизирующие амортизаторы.

Каждая главная нога состоит из амортизационной стойки *12* со шлиц-шарниром и карданом, подкоса-цилиндра *3* с карданом *26,* рамы тележки *21* с колесами *20,* механизма опрокидывания тележки со стабилизирующим амортизатором *13,* замка подвески и других

деталей. В механизм опрокидывания тележки входят подкос-цилиндр с карданом, стабилизирующий амортизатор, качалка *1* и соединительная тяга *19*.

Каждая нога при помощи цапф *10* и проушины подкоса-цилиндра шарнирно крепится в кронштейнах *4, 8*.

Главные ноги шасси убираются с помощью подкосов-цилиндров. Подкосы-цилиндры одним концом крепятся к кронштейну *4*, а другим — к кардану *26* шлиц-шарнира.

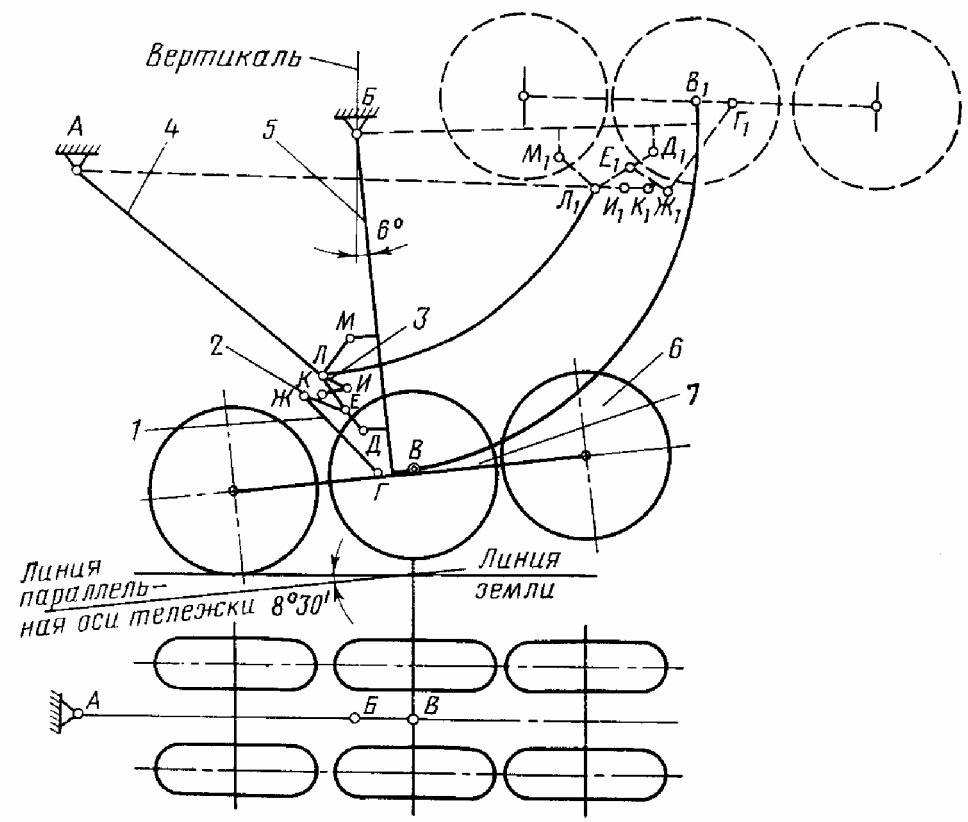


Рис. 4.21. Кинематическая схема главной ноги:
1—стабилизирующий амортизатор (звено Ж—Г); 2—качалка (звено Ж—Е); 3—соединительная тяга (звено К—И); 4—подкос-цилиндр (звено А—Л—И); 5—амортизационная стойка (звено Б—В); 6—колесо КТ-141А; 7—рама тележки

При уборке тележки механизм опрокидывания поворачивается почти на 90° и находится над амортизационной стойкой *5* (рис. 4.21).

В выпущенном положении ноги удерживаются подкосами-цилиндрами, которые заперты цанговыми замками.

При уборке главной ноги подкос-цилиндр снимается с цангового замка и начинает удлиняться, поворачивая стойку *БВ* и переводит ее в убранное положение.

Механизм опрокидывания тележки вступает в работу после отрыва самолета от земли во время уборки и выпуска шасси.

При уборке шасси подкос-цилиндр с карданом (звено *А—Л—И)* удлиняется и приближается к стойке (положение $А—И_1$) В убранном положении шасси подкос-цилиндр с карданом и соединительная тяга (звено *К—И)* займут почти горизонтальное положение, так как по мере приближения подкоса-цилиндра к стойке (положение $Б—В_1$) кардан будет поворачиваться относительно точки *Л* и тяга займет положение $И_1—К_1$. В свою очередь, тяга будет давить на качалку (звено *Е—Ж),* которая, поворачиваясь относительно точки *Е,* в убранном положении займет положение $Е_1—Ж_1$, а стабилизирующий амортизатор (звено *Ж—Г),* который работает как жесткая тяга, будет поворачивать тележку относительно точки *В.* В убранном положении стабилизирующий амортизатор займет

положение $Ж_1$—$Г_1$, а тележка полностью опрокинется и займет положение над амортизационной стойкой. При выпуске шасси тележка возвращается из опрокинутого положения и при установке подкоса-цилиндра на цанговый замок займет нормальное положение. Механизм опрокидывания тележки в этом случае действует в обратной последовательности, так как силы, воздействующие на механизм, противоположны по направлению.

Главные ноги шасси в убранном положении удерживаются замками. Ниши после уборки шасси закрываются створками и щитком. Щитки жестко закреплены на подкосах-цилиндрах, а передние и задние створки подвешены шарнирно на боковых кромках гондолы.

После выпуска шасси щитки и передние створки остаются открытыми, а задние — закрытыми.

Амортизационная стойка с однокамерным амортизатором (рис. 4.22) служит для поглощения энергии удара самолета в момент посадки и передвижения по аэродрому. Основными узлами и деталями амортизационной стойки являются цилиндр-траверса *35* с амортизатором, шлиц-шарнир с карданом *8,* предохранительные клапаны *26* и ряд других де талей.

В верхней части цилиндра-траверсы в проушине запрессованы втулки *45,* в которые установлены цапфы *43.* Цапфы служат для подвески амортизационной стойки к узлам крыла. Сзади на средней части цилиндра-траверсы имеются проушины *49* для крепления петли подвески. На нижней головке цилиндра-траверсы с передней стороны располагается проушина верхнего звена *9* шлиц-шарнира, а с противоположной — площадка крепления узла тормозной системы. Снизу и сверху от болта *27* крепления вкладыша *29* установлены предохранительные клапаны для сброса давления азота и смазки из полостей *Е* и *Д* в атмосферу.

Полость *Д* расположена между цилиндром-траверсой и гильзой *36,* а полость *Е* — между цилиндром-траверсой и штоком *17.* Болт *27* имеет масленку *28* для смазки поверхности штока. В верхней части цилиндра с помощью гайки *39* закреплена гильза *36.* В гнездо головки гильзы сверху установлен зарядный клапан *41,* а снизу маслосбрасывающая трубка *37.*

Амортизатор стойки состоит из штока *17* с диафрагмой *55,* иглой *18* и стержнем *57,* гильзы *36* с колоколом *30,* буксой *25* и поршнем *19.*

Шток *17* — пустотелый цилиндр, к которому снизу приварена головка *58.* Спереди на головке расположены проушины для шарнирного соединения нижнего звена шлиц-шарнира. Головка имеет фланцы крепления дисков тележки колес. Диафрагма с профилированной иглой делит полость штока на две полости: верхнюю — рабочую и нижнюю — нерабочую, сообщенную с атмосферой.

Диафрагма имеет гнездо, в которое устанавливается стержень, позволяющий плотно прижимать диафрагму к кольцевому буртику штока, что облегчает монтаж и демонтаж амортизатора. Верхней опорой штока является вкладыш *29,* а нижней вкладыш *15.* Для крепления вкладыша *15* устанавливаются опорная втулка *16* с сальником и корпус *14* вкладыша, которые удерживают шток в цилиндре *35.* Снизу вкладыша *15* установлен обтюратор *54.*

Внутрь гильзы *36* снизу вставлен колокол. Сверху колокол имеет отверстия, которые перекрыты тарельчатым клапаном, удерживаемым в закрытом положении пружиной *32.* На пустотелый болт *48* установлен клапан *46.* Внутри колокола помещен поршень *19* с кольцом *50,* пружина *23* и специальная шайба *21.* Гильза *36* и колокол *30* соединены резьбовой муфтой *20,* которая снизу имеет отверстия *а.* Между буртиками муфты *20* и гильзы *36* установлена букса *25* с уплотнительными кольцами *24.* Головка поршня *19* имеет дросселирующие отверстия *в,* которые соединяют полость *Б* с полостью В, образованной муфтой *20* поршнем *19* и шайбой *21.*

Верхнее *9* и нижнее *4* звенья шлиц-шарнира соединены болтом *7*, выполняющим роль оси. На этой оси смонтирован шарнирно кардан *8* с проушиной под болт крепления цилиндра-подкоса.

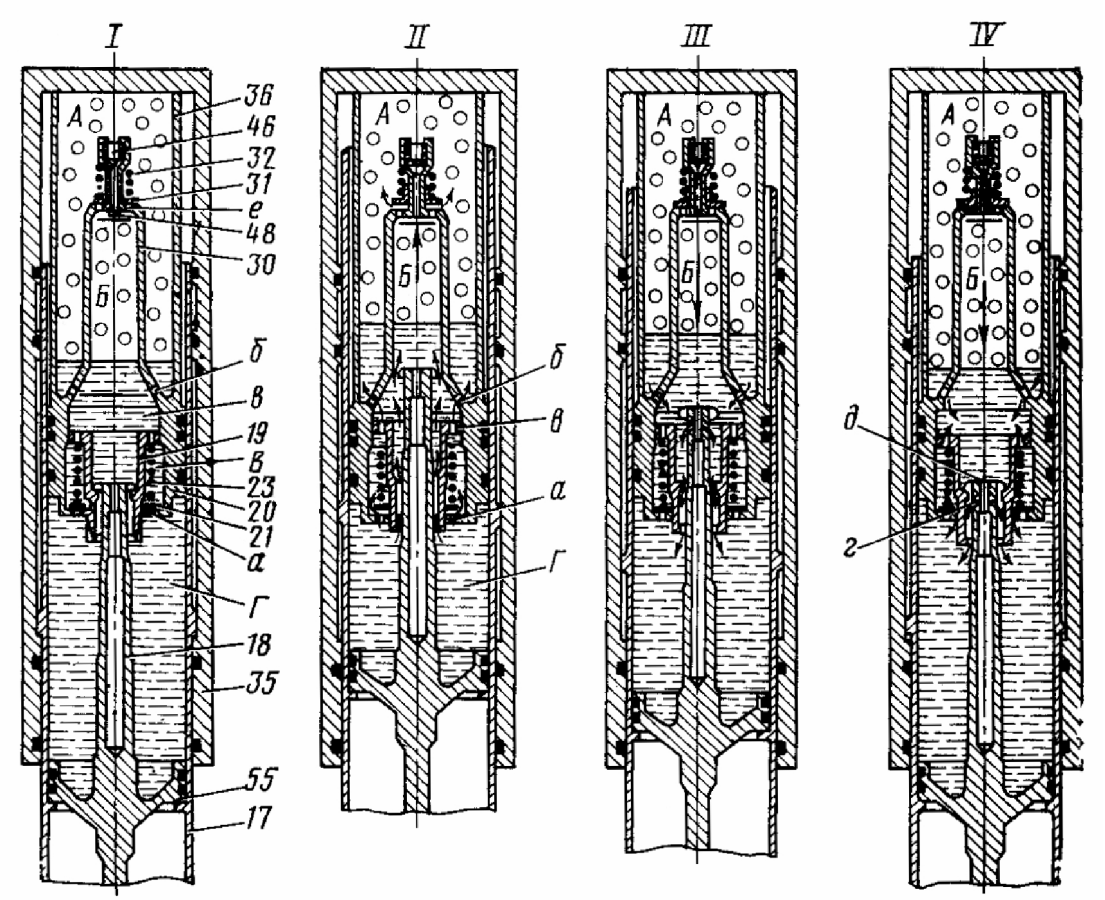


Рис. 4.23. Схема работы однокамерного амортизатора главной ноги (номера позиций соответствуют рис. 4.22
I—нейтральное положение; II—прямой ход; III—обратный ход—первый этап; IV—обратный ход — второй этап

Основными силовыми и кинематическими элементами амортизационной стойки являются цилиндр-траверса, шток и шлиц-шарнир.

Цилиндр-траверса изготовлены из алюминиевого сплава В93, а шток — из высокопрочной стали ЭИ613.

Нейтральное положение амортизатора (рис. 4.23) наблюдается в полете и на земле при установке самолета на подъемники.

В этом случае шток выдвинут до упора. Игла *18* своим уступом оттягивает поршень *19* вниз. Поршень сжимает пружину *23*, а шайба *21* перекрывает отверстие *а* в муфте *20*. Тарелка клапана *31* перекрывает отверстие *е* в колоколе *30*. Клапан *46* в это время открыт. Полость *Б* сообщается через клапан *46* с верхней полостью *А*.

Работа амортизатора при прямом ходе штока. Во время посадки самолета или рулежки по неровной поверхности нагрузка от тележек передается фланцам на головку штока. Шток с диафрагмой *55* и иглой *18* начинает убираться в цилиндр *35*, скользя по вкладышам *15, 29* и буксе *25* (см. рис. 4.22). В полости *Г* возникает избыточное, давление, благодаря дросселированию площадей, через которые перетекает масло. При прямом ходе этими площадями являются кольцевой зазор между профилированной иглой *18* (см. рис. 4.23) и центральным отверстием в поршне *19*, отверстия *в* в головке поршня, отверстия *б* в колоколе *30*. При этом можно выделить два этапа работы.

Первый этап характерен тем, что шток довольно быстро убирается в цилиндр, так как кольцевой зазор между профилированной иглой и отверстием в поршне достаточно большой. Дополнительное избыточное давление жидкости отжимает шайбу *21* и масло через отверстия *а* начинает перетекать в полость *В*, а оттуда через отверстия *в* в полость *Б* и через отверстия *б* в полость *А*. При перетекании масла из полости *Г* в полость *Б* создается избыточное давление, которое открывает клапаны *31* и сжатый азот перетекает из полости *Б* в полость *А* через отверстие *е*. Клапан *46* в это время открыт и часть азота через сверления в болте *48* тоже перетекает из полости *Б* в полость *А*.

На втором этапе игла доходит до верхнего положения и попадает в узкую часть колокола. Скорость штока на втором этапе резко сокращается из-за возрастания давления азота.

Энергия удара при прямом ходе штоков главных ног затрачивается на преодоление гидравлического сопротивления при перетекании масла через кольцевой зазор между иглой и поршнем и через отверстия *а, б, в* на сжатие азота, а также на преодоление усилий трения уплотнений и деталей штока и цилиндра.

Работа амортизатора при обратном ходе штока. При обратном ходе штока можно выделить два этапа работы. На первом этапе после поглощения энергии удара сжатый азот начинает выталкивать шток *17* (см. рис. 4.23) из цилиндра-траверсы *35*. Шток с диафрагмой и иглой начинает двигаться вниз. В это время клапаны *31, 46* закрываются. Масло из полости *А* в полость *Б* поступает только через отверстия *б*, а затем через кольцевой зазор между иглой *18* и поршнем *19* — из полости *Б* в полость *Г*. Специальная шайба *21* под действием пружины и давления прижимается к муфте *20*, перекрывая отверстия *а*, и позволяет затормаживать движение штока при обратном ходе, так как масло АМГ-10 перетекает в полость *Г* через кольцевые зазоры между профилированной иглой и поршнем. Второй этап начнется тогда, когда в конце обратного хода выступы на игле упрутся в буртик на поршне. Игла будет сжимать пружину *23*, а поршень опустится вниз. Масло из полости *В* начнет перетекать в полость *Б* через отверстие *в* и через шлицы поршня *19*. Из полости *А* в это время масло через отверстия *б* попадает в полость *Б*, а оттуда через центральное отверстие в игле *д*, косые отверстия *г и* кольцевой зазор — в полость *Г*. Этим достигается дополнительное торможение при обратном ходе штока и мягкая посадка штока на опорную втулку *16* (см. рис. 4.22).

Амортизационная стойка с двухкамерным амортизатором (рис. 4.24) позволяет снизить динамические нагрузки на конструкцию самолета, обеспечивает наиболее плавный ход во время передвижения по земле и увеличивает запас хода амортизатора при полностью загруженном самолете.

Амортизационная стойка с двухкамерным амортизатором имеет так же ту особенность, что по видимой части зеркала штока не трутся уплотнительные кольца, что способствует надежной работе штока даже при наличии царапин.

Динамическая нагрузка на самолет уменьшается из-за снижения величины начальной зарядки азотом верхней камеры полости *Д* до давления 30±1,0 кгс/см^2. Нижняя камера полости *М* амортизатора вступает в работу после того, как давление в амортизаторе повысится до 135±2 кгс/см^2.

Основными узлами и деталями стойки являются цилиндр-траверса *46*, амортизатор с верхним и нижним узлами амортизации, шлиц-шарнир с карданом *8*, предохранительные клапаны *31* и ряд других деталей.

Цилиндр-траверса, шлиц-шарнир с карданом, предохранительные и зарядные клапаны по конструкции почти не отличаются от аналогичных узлов однокамерной амортизационной стойки и имеют те же назначения.

На проушине петли подвески ноги имеется втулка *50* из металлофторопласта, которая не требует смазки в процессе эксплуатации.

Узлы амортизации вступают в работу последовательно. Оба узла располагаются в штоке *23*.

Верхний узел состоит из гильзы *45* с зарядным клапаном *48*, муфты *26*, колокола *38*, буксы *30*, упорного кольца *27*, противоперегрузочного клапана и ряда других деталей. Гильза закреплена в верхней части цилиндра-траверсы с помощью гайки *47*. В торец гильзы ввернут угловой штуцер с зарядным клапаном *48*. Конструкция гильзы позволяет разгрузить цилиндр-траверсу от внутреннего давления. Между внешним уступом гильзы *45* и резьбовой муфтой *26* зажата букса *30* с резиновыми *37*, *42* и фторопластовыми *39*, *44* уплотнительными кольцами. Причем кольцо *37*, первым воспринимающее на себя давление, изолировано от поверхности штока фторопластовым кольцом *39*. Два последующих резиновых кольца *42* имеют ограниченную площадь контакта со штоком благодаря наличию усиков на фторопластовых кольцах *44*. Такая конструкция колец уменьшает трение при работе амортизатора.

Между буртом гильзы и уступом резьбовой муфты *26* зажаты колокол *38* и опорное кольцо *27*. В верхней части колокола смонтирован тарельчатый клапан, состоящий из тарелки *40*, направляющей втулки *43*, пружины *41* и стяжного болта с гайкой. Клапан перекрывает отверстие *а* в колоколе *38*. Колокол имеет отверстия *б*, сообщающие полость *Д* с полостями *Е* и *П*. Полость *Д* с пневматической камерой располагается между колоколом 3*8* и гильзой *45*.

Противоперегрузочный клапан состоит из поршня *35* с кольцом *49* и пружины *36*. Этот клапан позволяет исключить дросселирование рабочей жидкости после удара при посадке самолета, что обеспечивает плавный ход по ВПП и рулежным дорожкам. Клапан установлен между муфтой *26*, поршнем *35* и кольцом *27*. Поршень *35* имеет свободный ход относительно муфты *26*.

Между опорным кольцом *27*, муфтой *26* и поршнем *35* имеются полости Ж и Я. Полость Я с полостью Я сообщается через отверстие *г* в резьбовой муфте, а полость *Ж* с полостью *Е* через отверстие *е*. Поршень *35* имеет дроссельное отверстие в.

Нижний узел амортизации состоит из гильзы *62*, муфты *15*, корпуса *51* с иглой *24* и клапанами *52*, плавающего поршня *59* с буксой *60* и резьбовой втулкой *61*, противоперегрузочного клапана и других деталей.

Весь узел нижней амортизации смонтирован в гильзе *62*, которая верхним буртиком упирается в уступ штока, а внизу с помощью гайки *3* и стопорного кольца *2* удерживается в штоке *23*. В самом низу головки гильзы установлен угольник *1* с зарядным клапаном *48*, а по центру — маслосбрасывающая трубка *4*. В верхней части гильзы имеются резиновые и фторопластовые уплотнительные кольца.

С торца в гильзу ввернута муфта *15* с корпусом *51* и иглой *24*. В корпусе по периметру располагаются шесть клапанов *52*, которые имеют пружины *53* и удерживаются гайками *56*, а снизу по центру установлен противоперегрузочный клапан, состоящий из поршня *54*, пружины *57* и упора *58*. Клапан удерживается в корпусе буксой *55*.

Во внутренней полости гильзы установлен плавающий поршень *59* с буксой *60* и резьбовой втулкой *61*.

Клапан *52* имеет дросселирующее отверстие *р* и отверстие *л*, соединяющее полость И с полостью *Ш* или с полостью *Ф*. Между муфтой, корпусом и плавающим поршнем находится полость *К*. На игле *24* имеются по центру отверстия *т* диаметром 1,00 мм для того, чтобы не было воздуха в полости *Ф* и для удаления воздуха при заправке амортизатора маслом АМГ-10.

Нейтральное положение амортизационной стойки с двухкамерным амортизатором наблюдается при выпущенном шасси в полете и на земле, при установке самолета на подъемники, а также при убранном положении шасси. В этом случае шток выдвинут до упора. Игла *24* (см. рис. 4.25) оттягивает поршень *35* вниз, пружина *36* сжата, а отверстие *е* перекрыто грибком. Отверстие *б* в колоколе *38* позволяет рабочей жидкости перетекать, когда стойка из горизонтального (убранного) положения переходит в вертикальное

(выпущенное) положение. Плавающий поршень *59* под действием давления в полости *М* находится в крайнем верхнем положении, сжимает пружину *53* и поднимает поршень *54.*

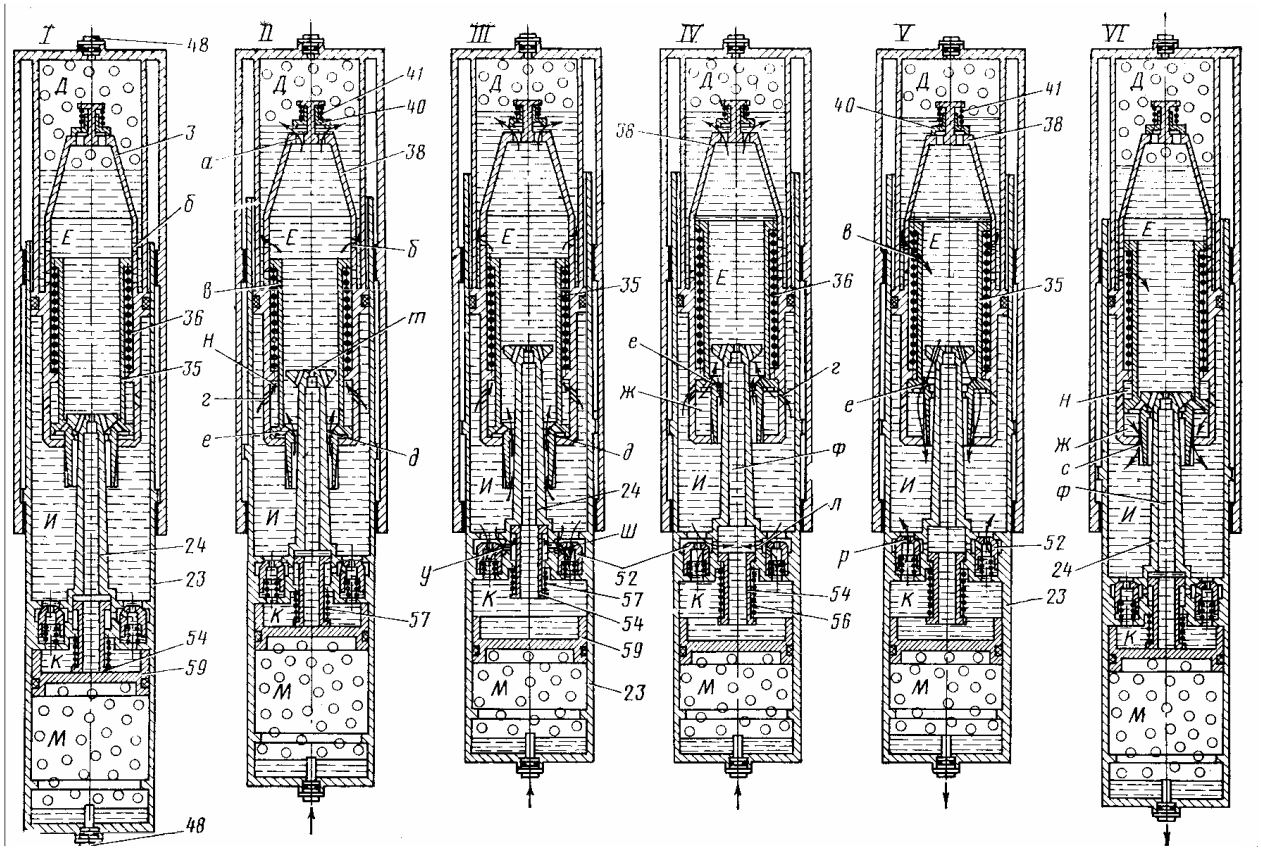


Рис. 4.25. Схема работы двухкамерного амортизатора главной ноги (номера позиции соответствуют рис. 4.24

I—нейтральное положение; II—первый этап — удар до момента страгивания плавающего поршня; III—второй этап — удар после страгивания плавающего поршня; IV— обжатие после удара или медленное обжатие стойки; V—первый этап — обратный ход; VI—второй этап — конец обратного хода

Работа амортизатора при прямом ходе штока.

I. Первый этап — удар до момента страгивания плавающего поршня.

В момент посадки самолета (рис. 4.25) при ударе возникают большие скорости перемещения штока *23* с иглой *24.* Вследствие дросселирования масла АМГ-10 через кольцевой зазор *д* между иглой и отверстием в поршне *35* в полости *И* возникает избыточное давление. Это давление проникает в полость *Н* преодолев усилие пружины *36,* будет удерживать поршень *35* противоперегрузочного клапана верхнего узла амортизации (работает верхняя камера) в нижнем положении. В этом случае рабочая жидкость из полости *Н* в полость *Е* будет поступать только через кольцевой зазор *д.* Из полости *Е* рабочая жидкость в полость *Д* будет перетекать через отверстия *а* и *б,* что заставит тарелку *40* клапана находиться в открытом положении.

Объем азота в верхней камере уменьшается, а его давление возрастает. Амортизационная стойка на первом этапе работы воспринимает усилия, возникающие от сжатого азота и дросселирования рабочей жидкости, перетекающей через кольцевой зазор *д.*

II. Второй этап — удар после страгивания плавающего поршня.

Шток *23* (см. рис. 25) с иглой *24* продолжают с большой скоростью перемещаться вверх. Давление в полости *И* достигает величины зарядки азотом нижней камеры—135±2 *кгс/см*^{2}, а затем начинает превосходить его. Это повышенное избыточное давление

позволит рабочей жидкости открыть клапаны *52* и за полнить через отверстия *л* полость *Ш,* а через отверстия *у* и *р* полость *К.* Поршень *54* сожмет пружину *57* и поднимется в крайнее верхнее положение, а плавающий поршень *59* начнет опускаться вниз и будет продолжать сжимать азот в полости *М.*

Одновременно повышенное избыточное давление будет проталкивать рабочую жидкость через кольцевой зазор *д* в полость *Е,* а затем и в полость *Д.* Так будет продолжаться до тех пор, пока не будет поглощена вся энергия удара и давления в верхней и нижней камере не стабилизируются.

При втором этапе работы во время обжатия амортизатора на амортизационную стойку действуют усилия вследствие сжатия азота в верхней и нижней пневматических камерах полостей *Д* и *М* и в результате дросселирования жидкости через кольцевой зазор *д* и отверстия *р* и *у* в клапанах *52.*

III. Обжатие после удара или медленное обжатие стойки.

Ход штока *23* (см. рис. 4.25) при ударе после посадки и поглощения энергии должен прекратиться, а давление во всех полостях должно выравниться.

Пружина *36* переместит поршень *35* вверх до упора, а пружина *53* — поршень *54* в крайнее нижнее положение. В этом случае полость *И* через отверстие *г,* полость *Ж* и отверстия *е и а* будет сообщаться с полостью *Д,* а с другой стороны через отверстие *у* с полостью *К.* Рабочая жидкость при этом будет перетекать из одной полости в другую без дросселирования, что дает хорошую амортизацию самолета три разбеге, пробеге, рулении и наезде колес на неровную поверхность аэродрома, так как работает только пневматическая амортизация.

Такая же картина наблюдается и при медленном обжатии стойки, потому что исключается дросселирование рабочей жидкости при ее перетекании из полости *И* в полости *К* и *Д.* Усилие в этом случае определяется только степенью сжатия азота.

Работа амортизатора при обратном ходе штока.

I. Первый этап — обратный ход.

После поглощения энергии удара азот начинает выталкивать шток *23* (см. рис. 4.25). Тарелка клапана *40* под воздействием пружины *41* закроется и масло АМГ-10 будет перетекать из полости *Д* в полость *Е,* а затем в полость *И* через отверстие б, полость Я, дроссельное отверстие *в* в поршне *35* и кольцевой зазор *д.* Из полости *К* в это время масло перетекает в полость *И* через дроссельные отверстия *р* клапанов *52.*

Перетекание происходит до момента, пока грибок иглы *24* не упрется в буртик поршня *35.*

II . Второй этап — конец обратного хода.

В конце обратного хода штока *23* (см. рис. 4.25) грибок иглы упрется в буртик поршня *35* и отверстия *е* будут перекрыты. Игла *24* потянет поршень *35* вниз, а жидкость из полости *Ж* будет поступать через кольцевой зазор *с* в полость *И,* а из полости *Д* — в полость *Е* через отверстие *б,* полость *П* и дроссельное отверстие *в.*

Такое дросселирование обеспечивает плавный безударный подход штока к упорной втулке *22* (см. рис. 4.24).

Подкос-цилиндр уборки и выпуска главных ног — гидравлический механизм двустороннего действия. Это силовой и кинематический элемент, который служит для выпуска, уборки и удержания в выпущенном положении основных ног шасси на стоянке, а также при передвижении самолета по аэродрому.

При выпущенном положении главной ноги шток убран и стоит на цанговом замке.

Стабилизирующий амортизатор — это пневматическая пружина, работающая на растяжение и сжатие. Он служит для установки тележки в определенное положение после выпуска ноги и гашения колебания тележки при движении самолета по неровной поверхности аэродрома, а также работает как жесткая тяга в механизме опрокидывания тележки.

Одним концом амортизатор крепится к уху *19* на балке *3* (см. рис. 4.28), а другим — к качалке *1* (см. рис. 4.20).

Стабилизирующий амортизатор состоит из следующих узлов и деталей: цилиндра *8* (рис 4.26) с головкой *1* и иглой *7*, штока *13* с ухом *14*, внутреннего штока *5* с распорной втулкой *6*, поршня *4*, буксы 11 с уплотнительными кольцами *17*, зарядного клапана *10*, масляных зарядных клапанов *3*, указателя *2* и других деталей. Указатель имеет гнездо *20* и пружину.

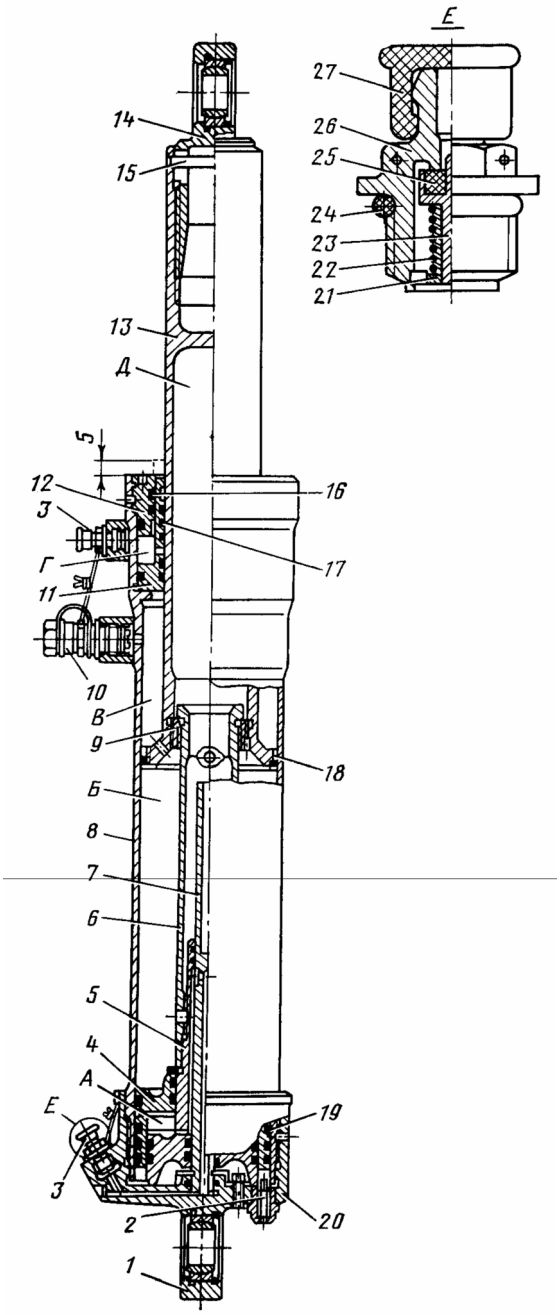


Рис. 4.26. Стабилизирующий амортизатор:
1—головка; 2—указатель; 3— масляный зарядный клапан; 4—поршень; 5—внутренний шток; 6—распорная втулка; 7—игла; 3—цилиндр; 9, 18— гайки; 10—зарядный клапан; 11—буксы; 12—гайка; 13— шток; 14—ухо; 15—штифт; 16, 17, 19—уплотнительные кольца; 20—гнездо; 21—направляющая втулка; 22—пружина; 23—клапан; 24—кольцо; 25—шайба; 26—корпус; 27— колпачок; А, Г—верхняя и нижняя масляные полости; Б, В— верхняя и нижняя пневматические полости; Д— полость

Основными силовыми и кинематическими элементами являются цилиндр и штоки амортизатора.

При обжатии амортизатора шток двигателя вниз, уменьшая объемы полостей *Б* и *Д*, т. е. совершает работу, увеличивая степень сжатия азота до величины $П_1 = 1{,}52^{+0{,}04}_{-0{,}02}$. Полный ход сжатия стабилизирующего амортизатора равен 183 мм.

При растяжении амортизатора шток выходит из цилиндра и тянет за собой через распорную втулку внутренний шток и плунжер. В этом случае уменьшается объем полости *В,* но объем масляной полости *А* остается неизменным.

Амортизатор при растяжении тоже совершает работу, увеличивая степень сжатия до величины $П_2 = 1{,}14^{+0{,}02}$. Полный ход штока при растяжении равен 68 мм.

Давление в полостях *В* и *Б* выравнивается при перетекании воздуха через отверстие в штоке.

Работа, совершаемая амортизатором, затрачивается на стабилизацию положения тележки путем прижатия колес к земле при движении самолета по неровной поверхности аэродрома.

Масляный зарядный клапан предназначен для набивки полостей *А* и *Г* смазкой ЦИАТИМ-203 по мере ее расходования. Смазка в полость *Г* поступает сразу через отверстие в цилиндре, а в полость *А* — по сверлениям в головке *1*, игле *7*, через кольцевую полость между иглой и внутренним штоком *5*, а также по радиальному сверлению в нем.

Масляный зарядный клапан (см. рис. 4.26, узел *Е)* состоит из корпуса *26* со штуцером, клапана *23* с привулканизированной резиновой шайбой *25*, направляющей втулки *21*, возвратной пружины *22*, резинового уплотнительного кольца *24* и предохранительного колпачка *27*.

Работа клапана заключается в следующем. При подаче смазки через штуцер корпуса клапан *23* сожмет пружину и смазка будет заполнять полости *А* или *Г*. Когда подача смазки прекращается, пружина распрямится и прижмет клапан к седлу корпуса.

Тележки главных ног шасси по конструкции одинаковы. Различие тележек связано лишь с установкой дисковых тормозов колес КТ-141А относительно их осей и применением двух сборок колес (КТ-141А000-1; КТ-141А000-2), которые являются по отношению друг к другу отраженными видами.

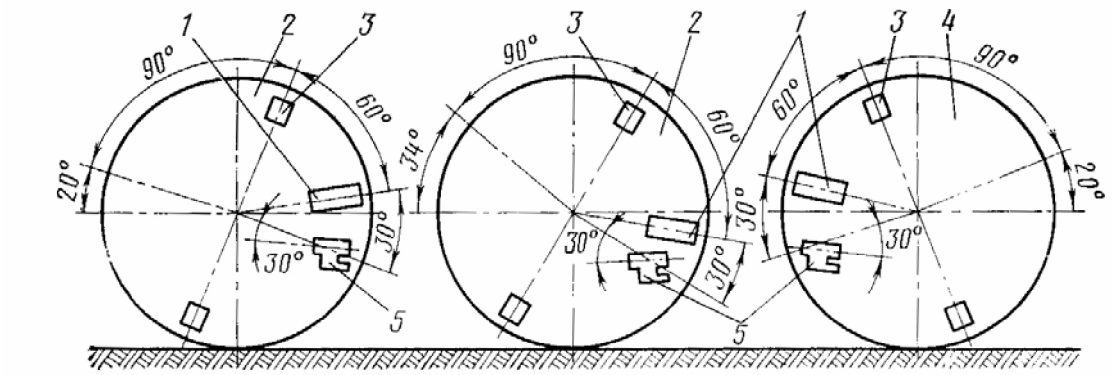


Рис. 4.27. Положение правых (внешних) колес КТ-141А000-1 и КТ-141А000-2 правой главной ноги (вид изнутри тележки):
1—антиюзовый автомат типа УА-51А; 2—колеса КТ-141А000-1; 3—воздушный клапан; 4—колесо КТ-141А000-2; 5—челночный клапан

На рис. 4.27 показано положение сборок колес и их дисковых тормозов относительно осей для правых (внешних) колес правой тележки.

Положение левых (внутренних) колес правой тележки является отраженным видом правых внешних колес этой тележки.

Тележки служат для передвижения самолета по аэродрому и позволяют частично с помощью пневматиков поглощать энергию удара.

Основными узлами и деталями тележек (рис. 4.28) являются балка *3*, шесть тормозных колес КТ-141А *7*, центральная 5 и две крайние 1 оси, гайка *13*, болты *8*, *10*, *12*.

Балка представляет собой пустотелую трубу. На концах балки приварены головки *2*, к которым болтами *10* крепятся оси, а к фланцам головок болтами *8* — колеса К.Т-141А. На балке по центру приварено основание *6*. В основании болтом *12* крепится центральная ось.

Средняя пара колес болтами *8* крепится к фланцам на головке штока *4*. Таким образом осуществляется шарнирная подвеска тележки колес. Спереди перед основанием *6* приварена проушина *19* крепления стабилизирующего амортизатора. На головках *2* имеются проушины *9* для установки домкратов при замене колес и буксировки самолета по аэродрому. На балке устанавливают хомуты для крепления маслопроводов, идущих к тормозам колес. К заднему хомуту прикреплена метелка заземления *11*, отводящая заряды статического электричества на землю.

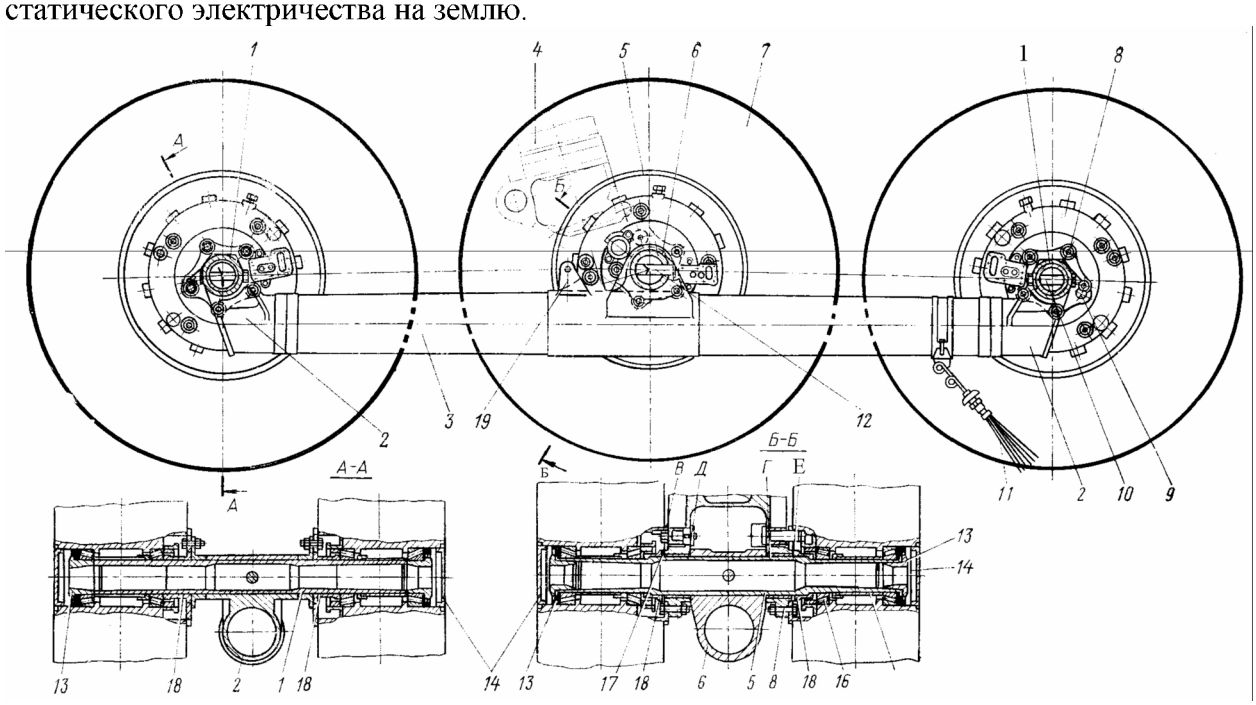


Рис. 4.28. Тележка шасси (показана правая тележка шасси):

1, 5—оси; 2—головка балки; 3—балка; 4—шток амортизационной стойки; 6—основание; 7—колесо КТ-141А; 8, 10, 12—болты; 9, 19—проушины; 11—метелка заземления; 13 гайка; 14, 17 шайбы; 15, 18 распорные втулки; 16 роликовый подшипник; В, Г, Д, Е—зазоры

В убранном положении балка *3* упирается в головку *58* штока (см. рис. 4.22).

Колеса КТ-141 служат для передвижения самолета по земле, торможения при посадке и рулении самолета.

Каждое колесо состоит из следующих основных деталей (рис. 4.29); барабана *19* со съемной ребордой *22* и стопорным кольцом *23*, пневматика *20*, дискового тормоза с антиюзовым автоматом типа УА-51А *10* и челночным клапаном *11*, распорной втулки *38*, роликовых подшипников *37* и обойм *12*, *35*.

Барабан колеса изготовлен из магниевого сплава.

Обод барабана имеет два борта — один съемный, называемый ребордой, а другой несъемный.

Реборда служит для упрощения монтажа и демонтажа пневматика. На барабане она удерживается стопорным кольцом. Барабан колеса устанавливается на оси на двух

конических радиально-упорных подшипниках, которые воспринимают большие осевые нагрузки. Внутренние кольца подшипников надеваются на оси колес, а наружные — размещаются в барабане.

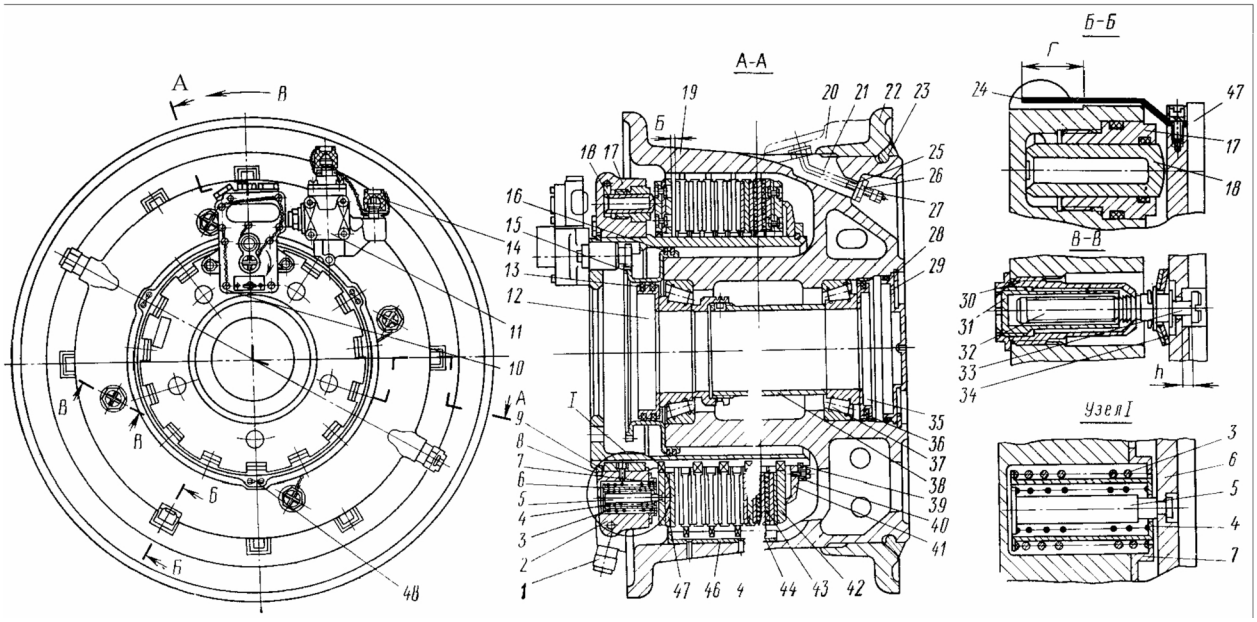


Рис. 4.29. Тормозное колесо КТ-141А000-1 (колесо КТ-141А000-2 — отраженный вид): 1—клапан; 2—блок цилиндров; 3, 4—пружины; 5—стержень; 6—стакан; 7, 29—крышки; 8, 23, 28, 35—стопорные кольца; 9—стопорное полукольцо; 10—антиюзовый автомат; 11—челночный клапан; 12, 35—обоймы; 13, 36—манжеты; 14—заглушка; 15—шестерня; 16, 40—кольца; 17-гильза; 18—поршень; 19— барабан; 20—шина; 21—вентиль; 42—реборда; 23—стопорное кольцо; 24—указатель износа; 25—шайба; 26—гайка; 27—колпачок; 30—цанга; 31—режим; 32—упор; 33—специальный винт; 34—тарельчатые пружины; ,37—роликовый подшипник; 38—распорная втулка; 41—фланец; 42—опорный диск; 43—корпус писка; 44—металлокерамический диск; 45—промежуточный диск; 46—направляющая; 47—нажимной диск; 48—винт; Б—суммарный зазор после растормаживания; В—направление вращения колеса; Г—размер, указывающий на максимальное обжатие пружины узла растормаживания; h—зазор между тарельчатой пружиной и нажимным диском

Дисковый тормоз установлен во внутренней полости обода барабана и имеет с ним сцепление посредством металлокерамических дисков *44*, которые установлены в направляющих обода барабана, поэтому при вращении колеса металлокерамические диски тоже вращаются.

Между несъемной и съемной *22* ребордами барабана находится пневматик с вентилем *21*. Конец вентиля в гнезде закреплен гайкой *26* с шайбой *25* и защищен от загрязнения предохранительным колпачком *27*.

Вращение колес осуществляется на роликовых подшипниках *37*, наружные кольца которых запрессованы в гнездо ступиц барабанов.

Для обеспечения эксплуатационного зазора в подшипниках установлена распорная втулка *38*. Подшипники защищены от засорения и вытекания из них смазки обоймами *12, 35* с манжетами *13, 36*. Кроме этого, с внешних сторон колес для этих целей установлена крышка *29* с резиновыми стопорными кольцами *28*.

Для передачи вращения колеса антиюзовому автомату *10* на ступице барабана имеется шестерня *15*.

Дисковый тормоз состоит из корпуса *43*, фланца *41*, блока цилиндров *2*, трех промежуточных дисков *45*, четырех металлокерамических дисков *44*, опорного диска *42*, нажимного диска *47*, двенадцати рабочих цилиндров (см. сеч. *Б—Б)*, восьми узлов

растормаживания (см. узел I), четырех регуляторов зазора (см. сеч. *В—В)* и других деталей.

Металлокерамические диски установлены между промежуточными дисками.

Фланец удерживается от смещения вдоль оси корпуса *43* стопорным кольцом *39* и кольцом *40,* который крепится к фланцу винтом.

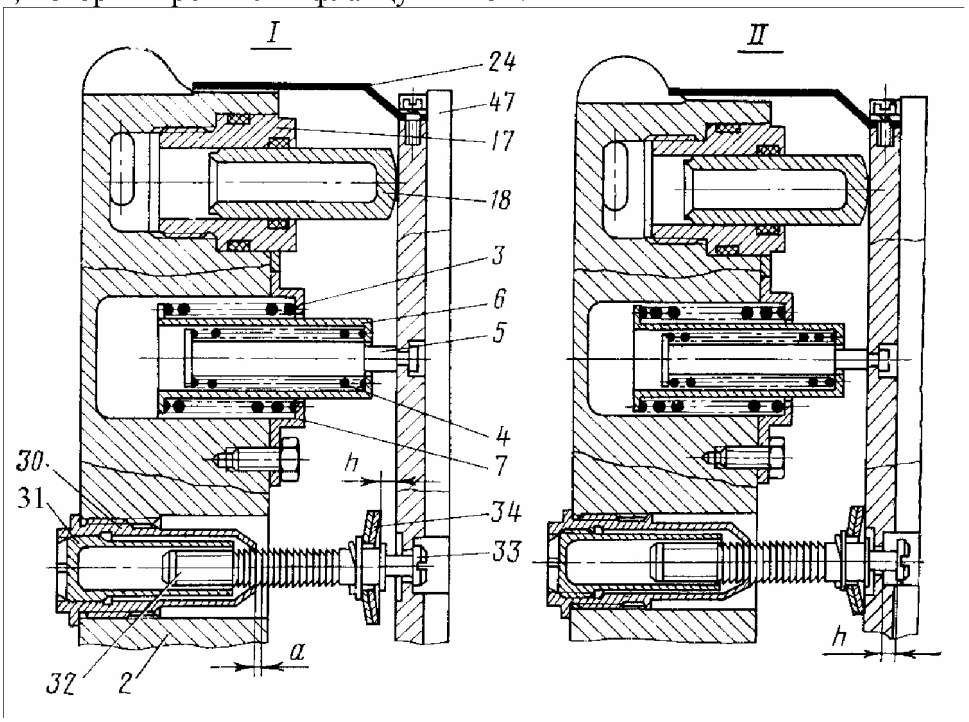


Рис. 4.30. Схема работы гидравлического дискового тормоза (номера позиций соответствуют рис. 4.29):
1—положение деталей тормозного диска при полном износе дисков (заторможенное состояние); 11—положение нажимного диска при полном износе металлокерамических дисков (расторможенное состояние); а—расстояние от торца цанги до ближайшего гребня разжима

Нажимной диск соединен с блоком цилиндров через узлы растормаживания (см. узел I) и регуляторы зазора (см. сеч. В—В).

Блок цилиндров крепится к корпусу двумя стопорными полукольцами *9* и кольцом *8* с помощью винтов *48.* В блок цилиндров ввернуты гильзы *17* с уплотнительными кольцами, соединенные между собой кольцевым каналом.

Узлы растормаживания и регуляторов зазоров размещены в колодцах блока цилиндров.

Узел растормаживания состоит из стержня *5,* пружин *3, 4,* стакана *6,* крышки 7. Он предназначен для возврата нажимного диска *47* в исходное положение при растормаживании колеса.

Регулятор зазора состоит из упора *32,* разжима *31,* цанги *30,* тарельчатых пружин *34,* специального винта *33* и других деталей крепления.

Тарельчатые пружины предохраняют цангу и упор от поломки при обратном ударе во время растормаживания диска. Специальный винт *33* крепит тарельчатые пружины на разжиме и позволяет регулировать зазор *h* между дисками.

Чтобы подключить дисковый тормоз к гидравлической системе, имеется челночный клапан *11.*

Замер давления и прокачка системы тормозов для удаления воздушных полостей производится через клапан *1.*

Для контроля за износом дисков имеется указатель износа *24,* закрепленный винтом на нажимном диске.

Антиюзовый автомат УА-51А прямого действия. Шестерня автомата входит в зацепления с шестерней *15* барабана. Для защиты шестеренчатого привода от засорения продуктами износа дисков имеются кольца *16.*

Работа дискового тормоза. Подведенное к блоку цилиндров масло по сверлениям в блоке *2* (рис. 4.30) поступает к поршням *18* и они с нажимным диском *47* переместятся в осевом направлении, устраняя начальный зазор между промежуточными и металлокерамическими дисками.

Пакет дисков сжимается и между дисками возникают силы трения, создающие тормозной момент. При этом пружины *3, 4* узла растормаживания сжимаются и после устранения зазора ***к*** нажимной диск переместит упор *32* относительно цанги *30.*

По мере износа фрикционных пар нажимной диск относительно блока цилиндров перемещается на величину, равную величине износа.

При сбросе давления пружины перемещают диск *47* и поршни на величину ***к*** (зазор между тарельчатыми пружинами *34* и нажимным диском *47),* а также на величину *а* (расстояние от торца цанги до ближайшего гребня упора).

После сброса давления все узлы займут положения, указанные на рис. 4.29 или на рис. 4.30. Так автоматически поддерживается постоянный зазор в пределах $h + a$ между дисками и поршнями.

Если тормозной момент будет больше крутящего момента колеса, то колесо будет давать юз. В этом случае в работу вступит антиюзовый автомат У4А51А, который перекроет линию подачи масла в блок цилиндров и соединит линию тормозов с гидробаком. Колесо, имеющее юз, растормозится.

Тормозные колеса позволяют осуществлять опробование двигателей на стоянке без колодок под колесами.

Трубопроводы системы торможения колес, расположенные на главной ноге. Трубопроводы подачи масла к тормозам колес (рис. 4.31) размещены на стойках и балках главных ног шасси. Они крепятся к элементам шасси с помощью рамок. Верхняя шарнирная рамка служит для выбора хода штока амортизационной стойки при ее обжатии и разжатии, а нижняя — для выбора хода при качании тележки относительно центральной оси.

Верхние звенья *10* шарнирной рамки крепятся к цилиндру-траверсе при помощи двух болтов *28*, а нижние *11* — к головке штока 7 кронштейном *9*.

Нижние звенья *26* рамки крепятся к прилизу на балке *15*, а верхние *27* — к кронштейну *25* на головке штока.

Все звенья рамок имеют сверления, по которым масло поступает в трубопроводы и шланги. Причем имеются две магистрали трубопроводов *4* — трубопроводы основного торможения и слива, а также третья — трубопроводы 5 аварийного торможения.

Замок подвески главных ног. Замок (рис. 4.32) запирает и удерживает ногу шасси в убранном положении и обеспечивает очередность работы агрегатов гидросистемы. Каждый замок укреплен болтами на корпусах редукторов механизмов управления задними створками люков.

Замок состоит из механической и гидравлической частей. В механическую часть замка входят детали, смонтированные в корпусе замка *8*, а в гидравлическую — золотниковый цилиндр, служащий для нормального открытия замка, и поршневой — для аварийного. Оба цилиндра смонтированы в одном корпусе, который закреплен на корпусе замка болтами *9*.

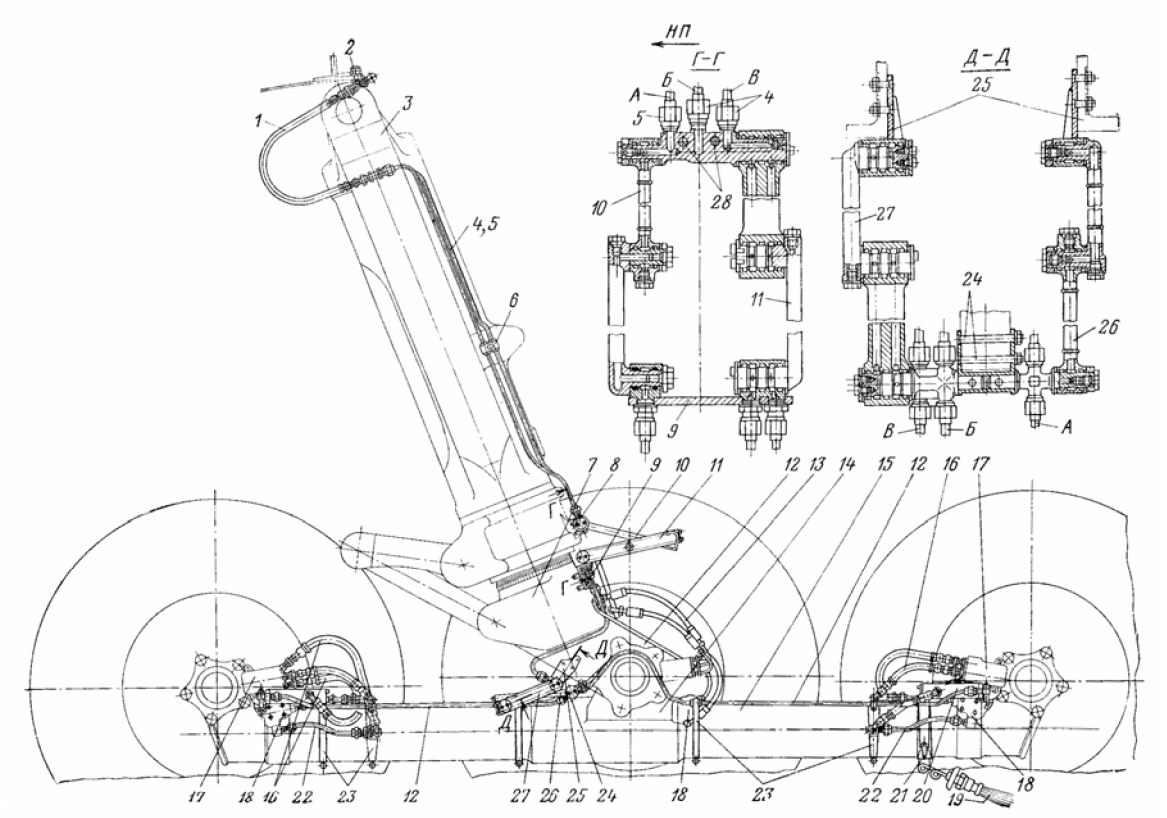


Рис. 4.31. Трубопроводы системы торможения колес на главной ноге шасси: 1, 13, 16—шланги; 2—штуцер; 3—амортизационная стойка; 4, 5, 12, 22—трубопроводы; 6—скоба крепления; 7—головка штока; 8, 9, 24, 25—кронштейны; 10, 11, 26, 27—звенья; 14—основание балки; 15— балка тележки; 17—антиюзовый автомат УА-51А; 18—челночный клапан; 19—метелка заземления; 20—модулятор ГА-121-2; 21, 23-хомуты; 24, 28—болты; А—линия аварийного торможения; Б—линия слива; В—линия основного торможения

Механическая часть замка состоит из штампованного корпуса, крюка *4* с роликом *23* и упором 1, защелки *24* с болтом *22,* пружины 7, оси *6,* концевого выключателя АМ-800К *2* с кронштейном 5 и других деталей.

Пружина одним концом прикреплена к корпусу *8,* а другим — к болту на крюке *4* и удерживает крюк в открытом положении.

Пружины *16* одним концом крепятся к кронштейну *5,* а другим — к болту *3.* Пружины удерживают золотник *12* в верхнем положении и служат для прижатия защелки к крюку.

При уборке шасси петля подвески главной ноги входит в зев паза крюка *4,* который скользит по защелке *24* до тех пор, пока ролик крюка не зайдет в зев защелки. Защелка под действием пружины *16* повернется против хода часовой стрелки и захватит ролик крюка. При этом она упором 1 нажмет на шток концевого выключателя *2,* и красные лампы погаснут, сигнализируя об окончании уборки шасси.

При выпуске главных ног шасси от первой гидросистемы масло АМГ-10 поступает к штуцеру *V* золотникового цилиндра замка, и золотник *12,* опускаясь вниз, развернет защелку на открытие замка.

При аварийном выпуске главных ног шасси масло поступает к штуцеру *II.* Поршень *14* переместится вниз, упрется звеном *21* в конец защелки и повернет ее относительно болта *22,* а крюк *4* выйдет из паза защелки и замок откроется.

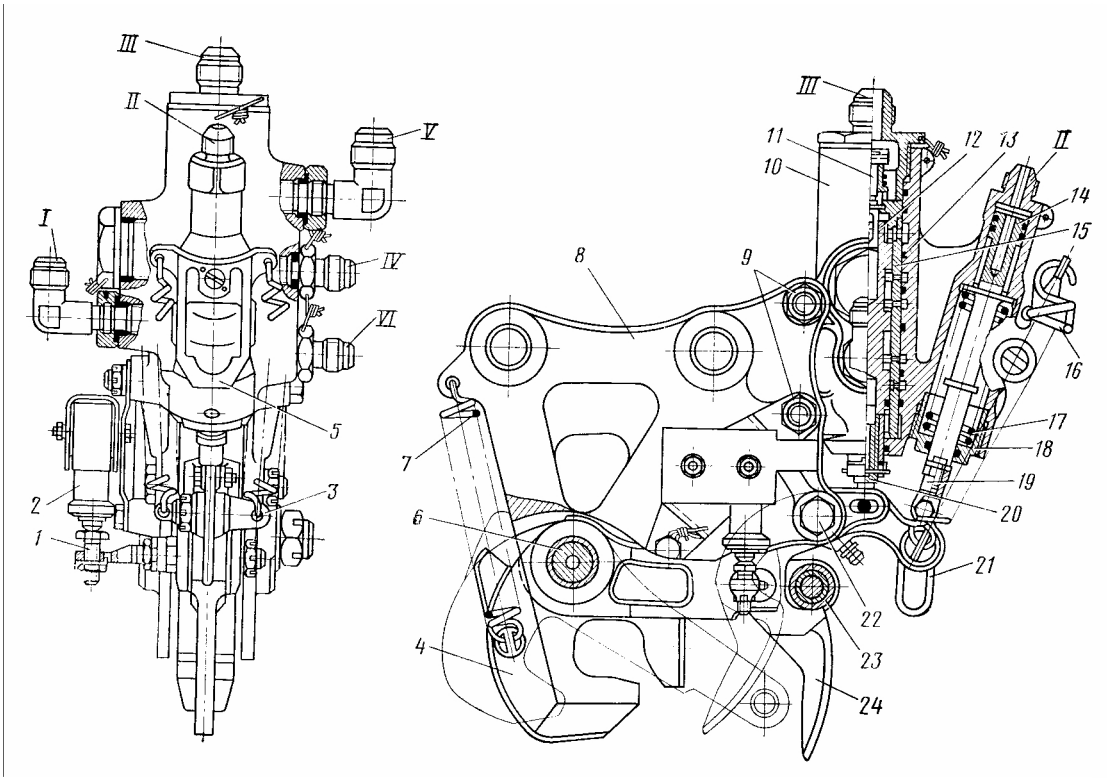


Рис. 4.32. Замок подвески главных ног шасси:
1—упор; 2—концевой выключатель; 3, 9, 22—болты; 4— крюк; 5—кронштейн; 6—ось; У, 16, 17— пружины; 8—корпус; 10—цилиндр; 11—обратный клапан; 12—золотник; 13— уплотнительное кольцо; 14—поршень; 15—гильза; 18— крышка; 19—вилка; 20— шток; 21—звено; 23—ролик; 24—защелка

Механизм управления створками люков главных ног (рис. 4.33) служит для закрытия створок после уборки шасси с целью уменьшения лобового сопротивления самолета, а также для открытия их при выпуске шасси.

Люк каждой ниши шасси закрывается створками *5, 13* и щитком *2.* Все три вида створок не связаны между собой, т. е. имеют свои механизмы управления. При

выпущенной главной ноге передние створки и щиток открыты, а задние закрыты. Задние створки открываются только в момент уборки или выпуска шасси.

Механизм управления задними створками (рис. 4.34) состоит из следующих основных узлов: переднего и заднего механизмов, гидравлического цилиндра и других деталей.

Передний механизм ведущий. Он соединен с ведомым через качалку *11* тягами *10, 12*. Этот механизм включает в себя редуктор *8* с рычагом 7 и двумя качалками *5,* верхнюю распорку 3, рычаг *4,* раскос 2 и другие детали. К редуктору крепится замок подвески *9* главных ног.

Верхняя распорка, рычаг и раскос служат для крепления редуктора к лонжерону крыла.

Задний механизм состоит из ведомого редуктора *14,* рычага *13;* двух качалок *15* и других деталей. Качалки соединены с задними тягами *16.* Рычаги *7, 13* и качалки *5, 15* механизмов с редукторами позволяют поступательное движение штока цилиндра *1* трансформировать во вращательное, что дает возможность перемещать тяги *6, 16* вниз и поворачивать створки относительно их подвесок.

Створки удерживаются в открытом или закрытом положениях с определенным натягом. Чтобы получить нужный натяг, тяги *6, 16* имеют резьбовые наконечники для регулировки их длины.

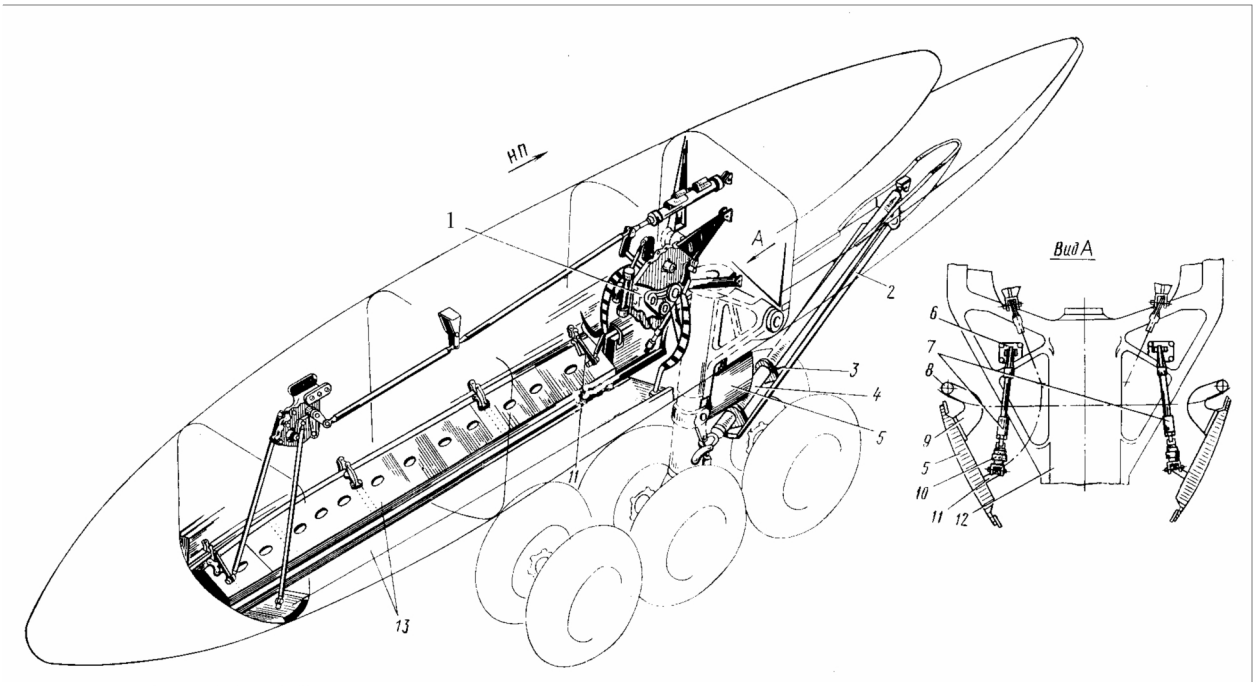


Рис. 4.33. Механизмы управления створками люков главных ног шасси: 1—механизм управления задними створками; 2—щиток; 3, 6, 9, 11—кронштейны; 4—подкос-цилиндр ног шасси; 5—передняя створка; 7—тяга; 8—петля; 10—кардан; 12—траверсы; 13—задние створки

Оба механизма приводятся в действие с помощью гидравлического цилиндра *1*. Один шток цилиндра шарнирно закреплен на кронштейне заднего лонжерона крыла, а другой — на рычаге 7 ведущего редуктора.

Для открытия внешних створок шасси на земле во время технического обслуживания самолета каждая внешняя тяга *6, 16* имеет замки *17, 18,* позволяющие открывать внешние створки для осмотра гондол и агрегатов, расположенных в них. Замки имеют одинаковую конструкцию и отличаются только длиной звеньев *26, 28.* Они удерживают крюки *20* штырями *21* в зацеплении с осями петель *31* створок *25.* Крюки шарнирно закреплены болтами *19* в ушках тяг *6, 16.* На этих же болтах одним концом

шарнирно закреплены звенья *26, 28*. Другие концы звеньев шарнирно закреплены болтами *27* на кронштейнах створок.

Для открытия створок необходимо винты *24* повернуть на 90°, отвести скобы *30* вниз и вывернуть втулки *23*, а затем потянуть за скобу втулки. Штырь *21* опустится, крюк *20* освободит петлю *31*, и створки повернутся относительно болтов *27*, приняв открытое положение. Чтобы избежать перекоса при открытии створок, замки каждой створки надо открывать одновременно.

Передние створки *5* (см. рис. 4.33) управляют движением траверсы *12* амортизационной стойки, соединенной шарнирно тягами *7*, которые прикреплены одним концом шарнирно к кронштейнам *6* на траверсе, а другим к кронштейнам 11 на створках 5. Створки имеют кронштейны *9* и закреплены шарнирно в петлях *8*, относительно которых створки поворачиваются при открытии или закрытии. Тяги имеют карданы *10*. Тяги позволяют осуществлять регулировку их длин для создания необходимого натяга створок в закрытом положении, что предупреждает отсасывание створок в полете.

Щиток, закрывающий люк спереди, закреплен неподвижно на подкосе-цилиндре *4* кронштейнами *3*.

Щиток при выпущенном шасси открыт, а при убранном — закрыт.

Ведущий и ведомый редукторы (рис. 4.35) имеют одинаковую конструкцию и передаточные числа 1 : 3,5.

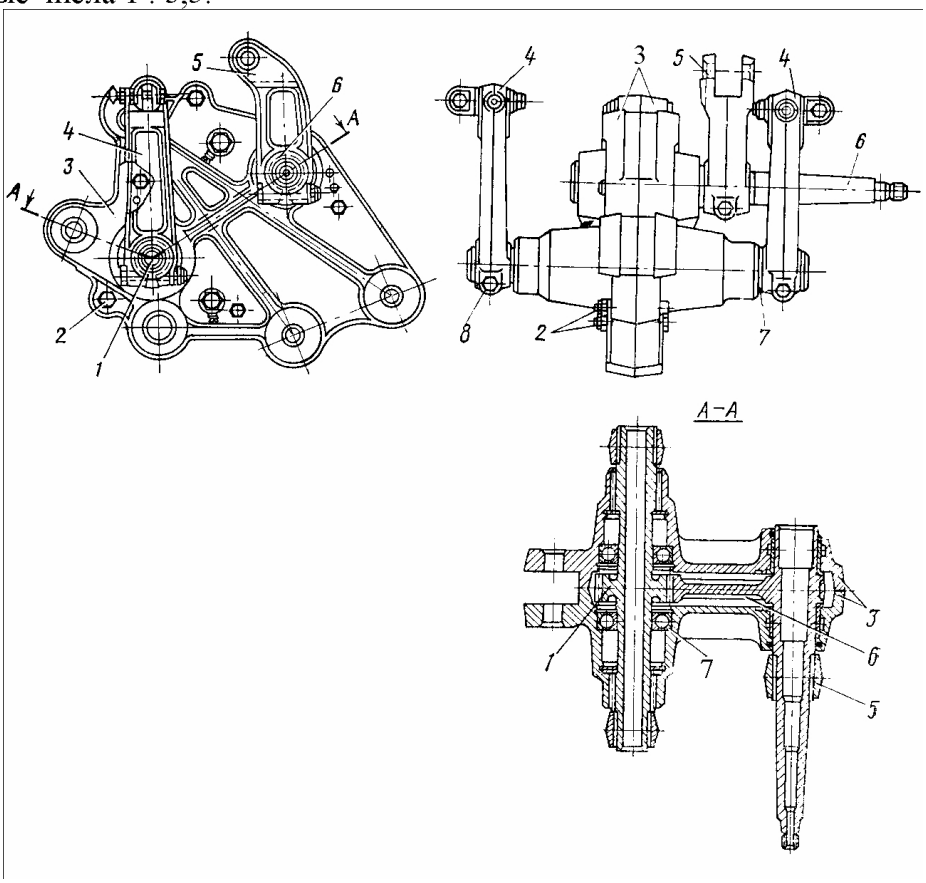


Рис. 4.35. Ведущий редуктор:
1—шестерня; 2, 8—болты; 3—крышка; 4—качалка; 5—рычаг; 6—сектор; 7—шариковый подшипник

Основными деталями каждого редуктора являются крышки *3*, две качалки *4*, шестерня *1*, сектор *6*, рычаг *5*. Шестерня и сектор имеют оси, которые вращаются в бронзовых втулках и шариковых подшипниках *7*. Шестерня *1* выполнена за одно целое с осью. На концах оси имеются шлицы для крепления качалок. Ось сектора тоже имеет шлицы для крепления рычага. Крепление качалок и рычагов осуществляется с помощью клеммных зажимов, стянутых болтами *8*.

Цилиндр створок двустороннего действия и является основным силовым и кинематическим элементом механизма управления задними створками. Он открывает и закрывает створки при уборке и выпуске шасси и удерживает их в крайних положениях. Подвижными частями цилиндра являются штоки с поршнями и сам корпус.

В крайних положениях штоки запираются шариковыми замками. Одним концом цилиндр крепится к кронштейну гондолы, а вторым — соединен с рычагом *7* (см. рис. 4.34) ведущего редуктора. Конструкция и работа цилиндра дана в гидравлической системе.

4.5. СИГНАЛИЗАЦИЯ ПОЛОЖЕНИЯ НОГ ШАССИ

Шасси имеет звуковую и световую сигнализацию положения ног шасси (рис. 4.36). Световая сигнализация осуществляется зелеными и красными лампами *6, 7* пилотажно-посадочного сигнализатора— прибора ППС-2МК *8*, а звуковая — сиреной.

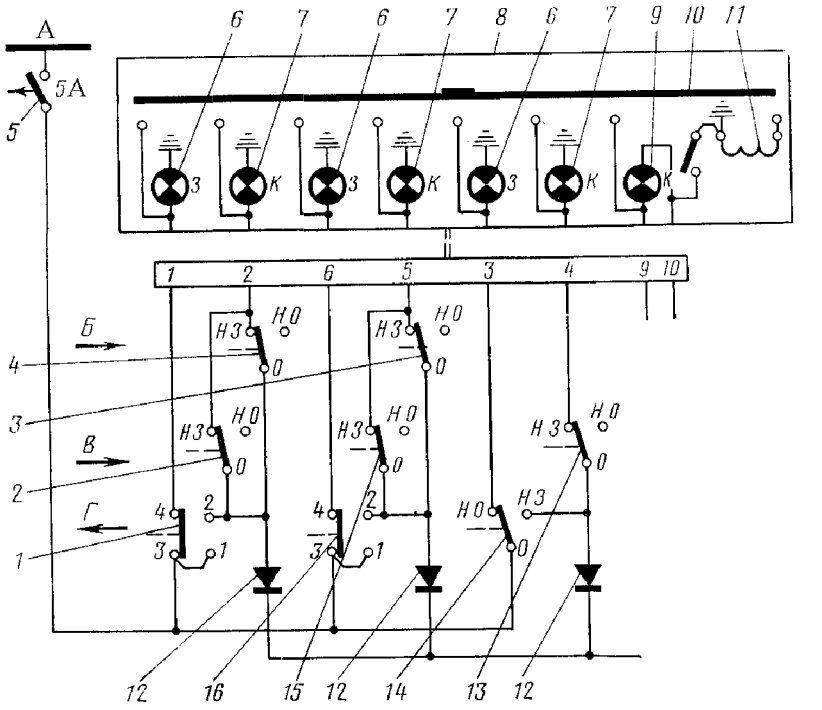


Рис. 4.36. Электрическая схема сигнализации положения ног шасси: 1—концевой выключатель ДП-702 выпущенного положения левой ноги шасси (на подкосе-цилиндре); 2-концевой выключатель АМ-800К убранного положения левой ноги шасси (на замке подвески); 3-концевой выключатель АМ-800К сигнализации закрытия створок правой ноги шасси (на цилиндре механизма створок); 4-концевой выключатель АМ-800К закрытия створок левой ноги шасси (на цилиндре механизма створок); 5-автомат защиты АЗСГ-5 цепей сигнализации шасси; 6-зеленые лампы сигнализации выпущенного положения шасси; 7-красные лампы сигнализации промежуточного положения шасси; 8-прибор ППС-2МК (пилотажно-посадочный сигнализатор) сигнализации ног шасси; 9-табло предупреждающей сигнализации; 10-кнопка проверки ламп и табло; 11-реле проверки исправности табло «Выпусти шасси»; 12-диод Д237Б; 13-концевой выключатель АМ-800К убранного положения передней ноги шасси (на замке подвески); 14-концевой выключатель АМ-800К выпущенного положения передней ноги шасси (на механизме распора); 15-концевой выключатель АМ-800К убранного положения правой ноги шасси (на замке подвески); 16-концевой выключатель ДП-702 выпущенного положения правой ноги шасси (на подкосе-цилиндре); А-панель автоматов защиты; Б-створки закрыты; В—нога убрана; Г—нога выпущена

Зеленые лампы *6* загораются при выпущенном положении ног шасси, электрические цепи которых замыкают концевые выключатели *1, 16, 14,* и гаснут, как только начинается процесс уборки. Красные лампы *7* являются сигнальными лампами в процессе уборки и выпуска ног шасси и работы створок. При выпуске шасси красные лампы горят до момента установки передней ноги на механизм распора и цилиндры-подкосы главных ног на цанговые замки. В это время красные лампы гаснут и загораются зеленые. Электрические цепи красных ламп 7 замыкают концевые выключатели *1, 2, 3, 4, 13, 14, 15, 16.* Концевые выключатели *2, 13, 15* установлены на замках подвески, концевые выключатели *3, 4*—на цилиндрах створок, а концевые выключателя *1, 14, 16* — на подкосах-цилиндрах и механизме распора.

При уборке шасси горят красные лампы. После установки шасси на замки убранного положения и закрытия створок гондол шасси красные лампы гаснут. В убранном положении шасси ни красные, ни зеленые лампы не горят.

Прибор ППС-2МК *8* установлен на средней приборной доске пилотов. Прибор имеет кнопку *10* для проверки исправности ламп и табло. При нажатии кнопки лампы загораются и звучит сирена.

Световая и звуковая сигнализация включается при условии:

— не выпущена или не встала на замок хотя бы одна нога шасси, а скорость полета не более 325 км/ч, т. е. рычаги управления двигателей (РУД) находятся в положении, равном или менее 0,87 номинального режима;

— рукоятка управления закрылками установлена в положение «Выпуск».

Включение прерывистой световой и звуковой сигнализации производится с помощью концевого выключателя А802Д расположенного на центральном пульте при установке РУД в крайнее заднее положение (0,87 номинального режима). В этом случае концевой выключатель замыкает цепь сирены и загорается табло «Выпусти шасси».

4.6. ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ШАССИ

Одной из основных работ по техническому обслуживанию шасси самолета является дефектация.

При дефектации колес необходимо выяснить, нет ли трещин, забоин и проворачивания пневматиков на барабанах колес. Пневматики не должны иметь повреждений, которые выходят за пределы допусков. К эксплуатации допускаются покрышки колес главных ног с полным истиранием протектора до первого слоя корда и с сеткой старения на поверхности.

Для пневматиков передних колес допускаются покрышки с истиранием на глубину лунок, с порезами и проколами до третьего слоя корда длиной до 40 мм.

В случае повышенной усадки пневматиков колес следует проверять давление в пневматиках и дозарядить их. Давление в пневматиках колес передней и главной ноги должно быть $9^{+0,5}$ кгс/см^2. Допускаемая разница давления воздуха в пневматиках должна быть не более 0,25 кгс/см^2.

Стояночное обжатие пневматиков колес главных ног для взлетной массы должно находиться в пределах 60—75 мм, для посадочной — 40—60 мм.

Стояночное обжатие пневматиков колес передней ноги для взлетной массы должно находиться в пределах 40—50 мм, для посадочной — в пределах 35—45 мм.

При эксплуатации самолета со взлетной массой свыше 90 т и до 95 т давление в пневматиках должно быть 10 кгс/см^2.

Кроме того, необходимо периодически снимать колеса шасси, промывать оси, подшипники, очищать от загрязнения барабаны колес и убеждаться в их исправности.

Колеса необходимо также снимать при обнаружении смещения покрышки относительно несъемного борта и реборд барабана. После съемки эти колеса необходимо

демонтировать, тщательно осмотреть камеры, обращая особое внимание на заделку вентилей, наличие и положение подпятников.

При монтаже и демонтаже колес после очищения барабанов колес и механизмов торможения их следует обдувать сжатым воздухом и проверять состояние и крепление ведущих шестерен датчиков автоматов торможения колес.

Съемка колес передней и главных ног шасси производится при установке их на домкраты или при установке самолета на подъемники. При этом колеса главных ног должны стоять на тормозах и под них следует устанавливать колодки, если применяется домкрат при съемке колеса передней ноги. Колеса главных ног можно снимать последовательно, устанавливая на домкрат сначала одну, а затем другую ногу.

Съемку колеса передней ноги можно начинать с любой стороны. Порядок съемки обоих колес одинаков.

Вначале следует расконтрить и отвернуть винты крышки *1* (см. рис. 4.14), затем снять крышку и отвернуть гайку болта *2,* а после этого снять колесо с оси.

Перед демонтажем колеса главных ног необходимо стравить давление в системе торможения и отсоединить шланги от тормозного диска, если требуется демонтаж диска.

При съемке колеса главных ног шасси необходимо вначале снять стопорное кольцо *28* (см. рис. 4.29), крышку *29* и отвернуть гайку *13* (см. рис. 4.28), затем снять манжету *36* (см. рис. 4.29), а после этого приступить к съемке колеса, которую следует производить спокойно, без рывков.

Если снимаются тормозные диски, то необходимо отвернуть болты *8, 19* (см. рис. 4.28).

Демонтаж пневматика колеса передней ноги начинать со снятия колпачка *3* (см. рис. 4.15), гайки *4* и шайбы *5.* Затем вывернуть золотник и стравить воздух из пневматика, расконтрить и отвинтить болты *2,* снять пластину *1,* положить колесо несъемным бортом вниз, а при помощи съемника отжать борт покрышки и снять полуреборды. Наконец повернуть колесо несъемным бортом вверх, отжать съемником второй борт покрышки от борта барабана и извлечь барабан.

Демонтаж пневматика колеса главной ноги шасси почти аналогичен; небольшое различие, заключается в том, что колесо имеет стопорное кольцо *23* (см. рис. 4.29) и съемную реборду *22.*

Монтаж пневматиков колес шасси необходимо производить на чистом дощатом настиле или фанере.

Покрышка колеса и камера должны быть очищены от песка и грязи. Внутреннюю часть покрышки и наружную поверхность камеры необходимо пересыпать тальком. При монтаже камеру в покрышку, которая должна лежать на настиле, укладывать слегка надутой. Осторожно заправить вентиль в гнездо барабана и опустить его на покрышку. Затем покрышку перевернуть, не допуская выпадения барабана, и съемником отжать шину к несъемному борту обода. Сверить маркировку полуреборд с номером колеса. Установить полуреборды на место и соединить их планками посредством болтов, которые попарно законтрить.

Красная полоса на одной из полуреборд должна совпадать с красной полосой на барабане.

Закрепить вентиль камеры колеса в гнезде барабана гайкой и зарядить камеру сжатым воздухом. Во время заполнения камеры вентиль следует периодически подтягивать гайкой, пока хвостовик не выйдет из отверстия на 13±3 мм. После этого необходимо стравить камеру до нуля и накачать ее вновь, а на хвостовик надеть колпачок.

Если необходимо заменить или установить фланец *11* (см. рис. 4. 14), то вначале надо снять щиток *16* (см. рис. 4. 15) и демонтировать фланец, а затем установить другой. Болты *2* следует устанавливать на смазке ЦИАТИМ-201.

Монтаж пневматика основного колеса почти аналогичен монтажу пневматика носового колеса, различия связаны с установкой реборды и стопорного кольца.

В случае замены барабана или распорной втулки колеса главной ноги необходимо отрегулировать длину распорной втулки.

Перед регулировкой втулки необходимо промыть беговые дорожки наружных колец подшипников, а также внутренние кольца с сепараторами и роликами в чистом керосине или бензине. Установить колесо на подставку *7* (рис. 4.37) так, чтобы ролики плотно прилегали к внутреннему *5* и наружному *4* кольцам нижнего подшипника. Внутреннее кольцо верхнего подшипника через ролики к наружному кольцу при этом следует прижимать с силой 10—20 кгс. Затем повернуть колесо не менее, чем на два оборота и не освобождая верхнее внутреннее кольцо от нагрузки замерить зазор H_1 который определить по формуле

$$H_1 = K—(B_2—B_1),$$

где H_1 — зазор между внутренними кольцами подшипников;

K — расстояние между наружными плоскостями внутренних колец;

B_1 ,B_2 — ширина нижнего и верхнего внутренних колец подшипников соответственно.

Для контроля правильности замера зазора H_1 его необходимо повторить еще дважды через 120° от начального положения. После этого надо взять распорную втулку, отвернуть штифт *2* и отрегулировать длину распорной втулки H согласно выражению

$$H=H_1 + a,$$

где a — величина эксплуатационного зазора, равная 0,18— 0,22 мм.

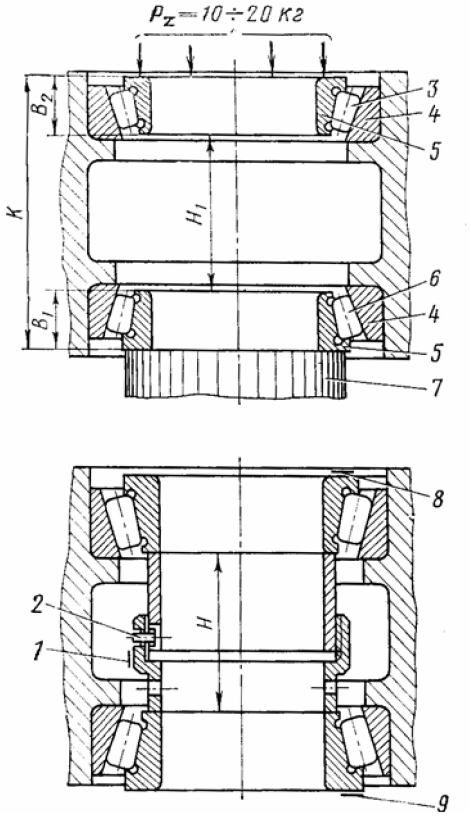


Рис. 4.37. Регулировка распорной втулки и маркировка ее и подшипников: 1—место маркировки распорной втулки; 2— штифт; 3—верхний роликовый подшипник; 4—наружное кольцо подшипника; 5—внутреннее кольцо подшипника; 6—нижний роликовый подшипник; 7—подставка; 8, 9— места маркировки подшипников; B_1, B_2—ширина нижнего и верхнего внутренних колец подшипников; K—расстояние между наружными плоскостями внутренних колец; H_1— зазор между внутренними кольцами подшипников; H—длина распорной втулки; P_Σ — сила прижатия колец подшипника

При замере длины распорной втулки цена деления мерительного инструмента должна быть не более 0,01 мм.

Отрегулированную распорную втулку необходимо законтрить штифтом и проволокой, а затем замаркировать, указав индекс и номер колеса. Маркировку следует наносить электрографом в местах *1, 8, 9,* указанных на втулке и на торцах внутренних колец подшипников. Внутреннее кольцо подшипника со стороны реборды дополнительно маркировать буквой «С».

При проверке длины распорной втулки в колесе допускается отклонение от установленной величины на 0,02 мм.

Установку носового колеса шасси осуществляют в обратной последовательности. При установке всех колес шасси подшипники следует промывать в бензине и набивать смазкой СТ (НК-50) в любой период времени эксплуатации.

Установка колес на осях тележки главной ноги осуществляется с эксплуатационным зазором *а,* равным 0,18—0,22 мм, который имеет место между распорной втулкой и внутренними кольцами подшипников.

Затяжку гайки при установке колеса *7* (см. рис. 4.28) на оси следует производить ключом с рукояткой не более 500 мм от руки.

После затяжки втулки проверить правильность регулировки осевого зазора. Регулировка считается правильной, если колесо под действием усилия руки поворачивается не менее, чем на пол-оборота после снятия руки с колеса, если же колесо не поворачивается, то следует проверить правильность монтажа колеса, сальников, распорной втулки и произвести повторно монтаж колеса.

Правильность регулировки осевого зазора можно дополнительно проверить путем покачивания колеса в плоскости, перпендикулярной оси колеса. При этом должно ощущаться покачивание колеса.

Для облегчения сборки колеса главной ноги с тормозным диском необходимо предварительно выравнить шипы тормозного диска. Затем установить приспособление П-116 на тормоза так, чтобы шипы дисков вошли в пазы приспособления и дать рабочее давление $p_т$=50 кгс/см^2. После этого установить антиюзовый автомат на корпус тормозного диска. Следует помнить, что левый и правый автоматы имеют соответствующие стрелки-указатели на корпусе.

При установке антиюзового автомата колеса на оси необходимо слегка проворачивать, чтобы шестерни колеса *15* (см. рис. 4.29) и автомата *10* зашли в зацепление и не были повреждены.

Устанавливать автомат до закрепления колеса запрещается.

Действие тормозов колес проверять, не опуская самолет с подъемников на бетонную дорожку.

При опробовании тормоза колес следует держать под давлением $p_т$ = 30 кгс/см^2. Колесо должно остановиться и от руки не поворачиваться.

При установке одного или нескольких колес или тормозных дисков их необходимо опробовать при рулении.

Демонтаж оси передних колес осуществлять после съемки колес с оси. Чтобы начать демонтаж оси, надо снять шайбу *13* (см. рис. 4.14), отвернуть винт *8* и гайку *14.* Затем надо, сдвигая ось колес влево, извлечь ее из траверсы *7.* Во время этой операции необходимо внимательно следить за манжетами обтюраторов *5, 6, 15,* подшипниками *16* и не допускать их выпадения из гнезд траверсы или с оси.

Монтаж оси передней ноги осуществляется в обратной последовательности. При этом гайку *14* (см. рис. 4.14) необходимо затягивать до тех пор, пока момент не будет равен 75—100 *кгс·см*. Если винт *8* или крышка *1* не устанавливается на место, то разрешается плоскость гайки *14 Б* торцевать на 0,3 мм, а плоскость гайки *2 В* — на 0,20,3 мм. После торцевания покрытие деталей необходимо восстановить.

Демонтаж осей колес главных ног шасси осуществить после съемки колес с осей, тормозных дисков и других деталей, смонтированных на осях, после снятия болтов *10, 12* (см. рис. 4.28).

Монтаж осей колес главных ног осуществляется в обратном порядке. Все оси колес в балке установить неподвижно при помощи болтов *10, 12* (см. рис. 4. 28). Затяжку гаек болтов *10* производить тарировочным ключом с моментом 1150±115 *кгс·см*, а гайки болта —*12* с моментом 2200±220 *кгс·см*.

Монтаж средней оси относительно амортизационной стойки производится так, чтобы сумма зазоров *(В + Г)* или *(Д + Е)* должна быть в пределах 0,06—0,25 *мм*, а разность сумм *(А + Г)* и *(Д + Е)* — не более 0,05 мм. Зазоры *В, Г, Д, Е* обеспечиваются путем торцевания шайб *17*. После торцевания покрытие необходимо восстановить.

Установку осей осуществлять на пушечной смазке.

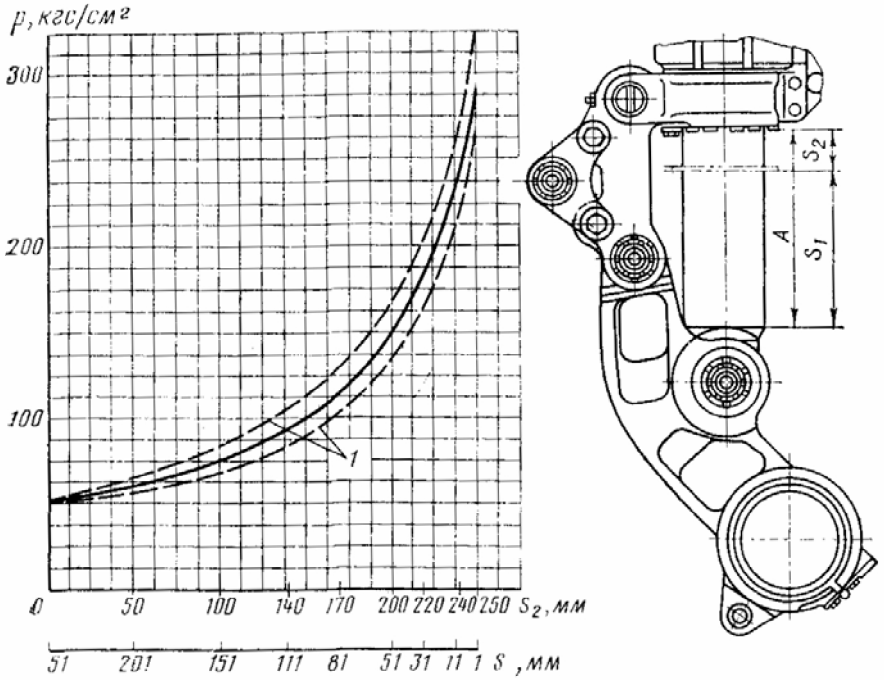
При дефектации передней ноги необходимо убедиться в том, что:

— зарядка амортизационной стойки находится в допустимых пределах;

— нет трещин, деформаций, потертостей и течи масла АМГ-10;

— крепление узлов установки передней ноги надежно, а металлизация не повреждена.

Для проверки правильности зарядки амортизатора передней ноги маслом необходимо из амортизатора через зарядный клапан стравить давление азота до полного обжатия штока, а затем вывернуть зарядный клапан. Масло должно находиться на уровне переходника *38* (см. рис. 4.5).



Обжатие амортизатора S_2, мм	0	50	100	140	170	200	220	240	250
Видимое зеркало штока S_1, мм	251	201	151	111	81	51	31	11	1
Давление амортизатора p, кгс/см^2	50^{+2}	60^{+6}_{-5}	75^{+10}_{-8}	94^{+13}_{-10}	116^{+15}_{-13}	150^{+18}_{-15}	186^{+25}_{-17}	247^{+28}_{-22}	295^{+30}_{-25}

Рис. 4.38. Диаграмма зависимости давления в амортизаторе передней ноги от обжатия штока:

1—зона допустимых отклонений из-за зарядки азотом я маслом независимо от атмосферных условий; А—полный ход штока

В амортизационную стойку передней ноги шасси в необжатом состоянии заливается 2800 *см*^{3} масла АМГ-10, и она заряжается техническим азотом до начального давления 50^{+2} *кгс/см*^{2}.

Видимая высота зеркала штока амортизатор должна быть равна 31 —176 *мм* для взлетной массы и 46—251 мм — для посадочной.

Указанная зарядка амортизатора передней ноги имеет зависимость величины давления от обжатия амортизатора, приведенную на рис. 4.38.

При обслуживании установок главных ног необходимо убедиться в том, что:

— зарядка амортизационных стоек и стабилизирующих амортизаторов находится в допустимых пределах;

— нет деформации, вмятин, потертостей, ослабления крепления узлов, течи жидкости, а также следов заброса колес на шпангоутах гондол;

— замки подвески находятся в открытом положении и очистить их от загрязнения.

В каждую однокамерную амортизационную стойку главных ног шасси в необжатом состоянии заливается 11600 *см*^{3} масла АМГ-10, и она заряжается техническим азотом до начального давления — 75±1*кгс/см*^{2}.

В этом случае видимое зеркало штока каждого амортизатора соответственно должно быть равно 32—90 *мм* для взлетной массы и 62—152 *мм* для посадочной. Такая зарядка амортизаторов главных ног имеет зависимости величин давления от обжатия амортизаторов, изображенных на рис. 4.39.

Дозаправку амортизационных стоек «or шасси маслом АМГ-10 осуществлять в следующей последовательности:

— установить самолет на подъемники так, чтобы штоки были полностью выдвинуты из стоек;

— через зарядные клапаны стравить давление азота;

— вывернуть зарядные клапаны из гнезд;

— залить масло в каждую стойку при ее полном обжатии.

Масло заливают через гнездо зарядных клапанов до заполнения маслосбрасывающих трубок главных ног. Излишек масла из амортизационных стоек главных ног выливается через отверстие гнезд зарядных клапанов, а из амортизационной стойки передней ноги — через переходник при небольшом давлении азота 2—3 *кгс/см*^{2}. Если при этом масло не будет сливаться, то его необходимо залить до верхней кромки гнезда клапана.

Ввернуть зарядные клапаны и через них зарядить азотом амортизационные стойки шасси до начального давления. Самолет при этом должен быть установлен на подъемниках, а штоки полностью выдвинуты.

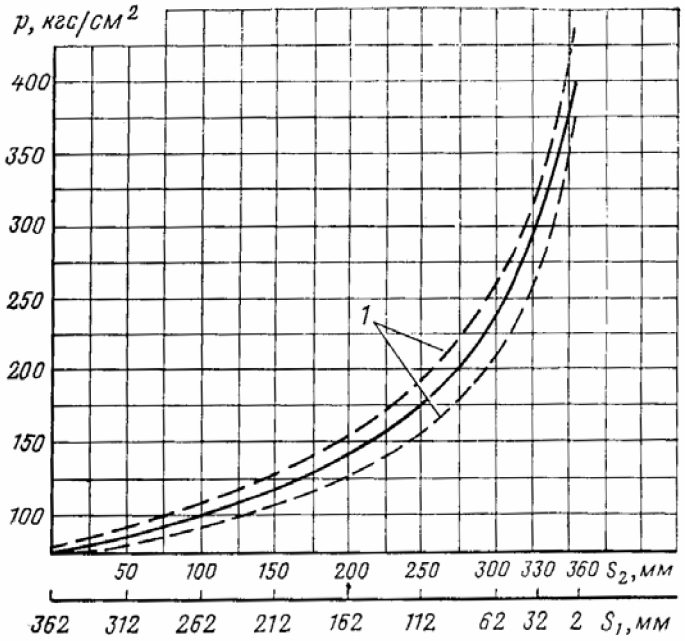
Зарядку двухкамерных амортизаторов главных ног шасси рабочей жидкостью и азотом производить при вертикальном положении стойки. Вначале залить масло при снятом зарядном клапане *48* (см. рис. 4.24) в нижнюю камеру (полость *М)* через отверстие в угольнике *1* по верхний обрез маслосбрасывающей трубки *4.* Затем зарядный клапан установить на место и через него зарядить полость *М* техническим азотом до давления 135±2 кгс/см^2. После этого необходимо обжать амортизационную стойку на весь ход штока и при снятом зарядном клапане залить в верхнюю камеру 12950 *см*^{3} масла АМГ-10. Затем самолет вновь надо поднять до полного выдвигания штока и дополнительно залить в полость *Д* 3500 см^3 масла АМГ-10. Ввернуть верхний зарядный клапан *48* и через него зарядить камеру азотом до давления 30 ± 1 кгс/см^2.

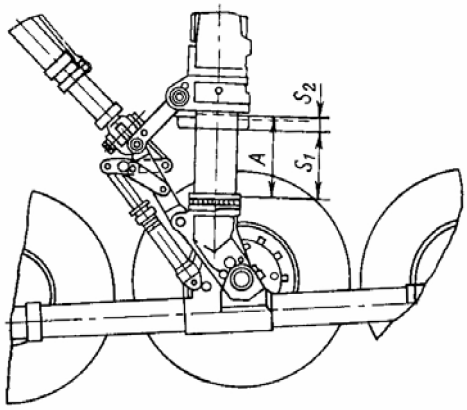
Снять самолет с подъемников и проверить стояночное обжатие стоек. Для взлетной массы оно должно быть равно 210— 320 мм, а для посадочной — 180—290 *мм*.

В случае необходимости дозарядку двухкамерной стойки маслом производят следующим образом. Установить самолет на подъемники и при полностью выдвинутом штоке стравить давление азота через верхний зарядный клапан *48*. Вывернуть зарядный клапан и через гнездо клапана залить масло в стойку. Медленно опустить самолет на

подъемниках так, чтобы шток дошел до упора. При этом излишек масла выльется из стойки. После этого ввернуть зарядный клапан и через него зарядить амортизатор техническим азотом до давления, указанного в таблице (рис. 4.40).

При резком изменении окружающей температуры необходимо следить за величинами обжатия S_2 амортизационных стоек и пневматиков колес ног шасси. При необходимости давление азота из стоек следует стравить или их дозарядить, руководствуясь данными графиков и таблиц (см. рис. 4.38, 4.39, 4.40). Поправку на температуру осуществлять, сообразуясь с полетами по маршруту, так как колебания температуры аэродромов взлета и посадки могут быть значительными.





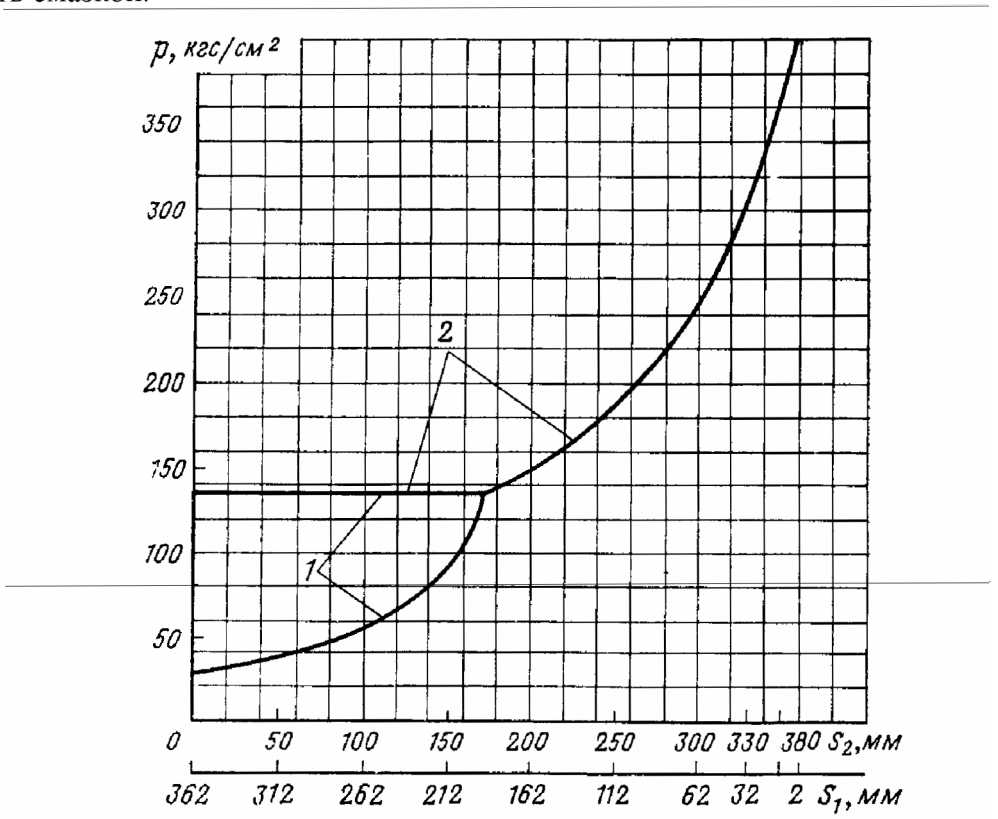
Обжатие амортизатора S_2, мм	0	50	100	150	200	250	300	330	360
Видимое зеркало штока S_1, мм	362	312	262	212	162	112	62	32	2
Давление в амортизаторе p, кгс/см²	75±1	85^{+6}_{-7}	97^{+7}_{-9}	114^{+9}_{-12}	137^{+12}_{-15}	173^{+16}_{-18}	234^{+21}_{-22}	295^{+27}_{-28}	404^{+34}_{-36}

Рис. 4.39. Диаграмма зависимости давления в однокамерном амортизаторе главной ноги от обжатия штока (позиции соответствуют рис. 3.38)

Азот хорошо растворяется в масле АМГ-10, а поэтому может происходить падение начального давления после зарядки амортизатора без видимой утечки азота и масла. В этом случае произвести дозаправку амортизатора азотом до начального давления.

Применять воздух для зарядки амортизатора запрещается, так как он вызывает коррозию деталей и создает с маслом АМГ-10 взрывоопасную смесь.

При нарушении нейтрального положения колес передней ноги проверить давление азота в полостях *В* и *Г* (см. рис. 4.11) и наличие смазки в полостях *А* и *Б* ориентира, работающего на растяжение и сжатие. При необходимости дозарядить эти полости азотом или набить смазкой.



Обжатие амортизатора S_2, мм	0	150	200	250	300	330	360
Видимое зеркало штока S_1, мм	362	212	162	112	62	32	2
Давление в верхней камере p_2, кгс/см²	30±1	90±10	148±14	184±19	244±24	305±30	400±35
Давление в нижней камере p_1, кгс/см²	135±2	135±2	148±14	184±19	244±24	305±30	400±35

Рис. 4.40. Диаграмма зависимости давления в двухкамерном амортизаторе главной ноги от обжатия штока:
1—линия давления азота в верхней камере; 2—линия давления азота в верхней и нижней камерах

При дозаправке смазкой ЦИАТИМ-203 давление азота из ориентира необходимо стравить через зарядный клапан.

Перед зарядкой техническим азотом полостей *В* и *Г* полости *А* и *Б* ориентира набивают через масляные зарядные клапаны смазкой ЦИАТИМ-203.

Контроль за расходом смазки в процессе эксплуатации производить по выдвижению плунжера *6* относительно буксы *7* со стороны штока и по выдвижению гайки *11* через контрольное отверстие *а*. Дозаправку смазкой производить при выходе плунжера

6 относительно буксы *7* на 5 мм и перемещении гайки *11*, если вертикально опущенный щуп в отверстие *а* касается ее.

После набивки смазки перед зарядкой азотом в полость *В* залить через зарядный клапан *10* 5—6 $см^3$ масла МС-20. Ориентир зарядить техническим азотом до давления 110 $кгс/см^2$.

Нарушение нейтрального положения колес передней ноги может также произойти из-за падения давления азота в полости *В,* а также вследствие расходования смазки из полости *Б* ориентира, работающего на сжатие (см. рис. 4.12).

Дозарядка полостей азотом и набивка смазкой ЦИАТИМ-203 аналогичны дозаправке полостей азотом и набивкой смазкой, которые указаны для предыдущего ориентира.

Контроль за расходом смазки у ориентира, работающего на сжатие, производить тоже через отверстие а. В этот ориентир необходимо залить через зарядный клапан такое же количество масла МС-20 и зарядить техническим азотом до давления 90^{+2} $кгс/см^2$.

Ориентиры должны обеспечивать демпфирование поворота колес на угол +55° в течение 4 с под действием внешней нагрузки 300 *кгс • м*. Нагрузку прикладывать к стойке с помощью приспособления ЮПР-611 из комплекта наземного оборудования.

Нарушение нейтрального положения колес передней ноги возможно также по причине нарушения регулировки системы управления поворотом колес. Для устранения дефекта следует отрегулировать систему управления поворотом колес.

При обнаружении падения давления в стабилизирующем амортизаторе необходимо зарядить амортизатор или заменить зарядные клапаны, а возможно, и уплотнительные кольца. Если же имеется большой расход смазки ЦИАТИМ-203 из полостей амортизатора, то, следовательно, нарушена герметичность уплотнений и требуется замена резиновых уплотнений или самого амортизатора, если поверхность зеркала штока имеет недопустимые царапины.

Перед зарядкой азотом полости *А* и *Г* каждого стабилизирующего амортизатора (см. рис. 4.26) набить через масляные зарядные клапаны смазкой ЦИАТИМ-203. Контроль за расходом смазки в процессе эксплуатации вести по выдвижению буксы *11* со стороны штока и по указателю *2* со стороны уха амортизатора. Дозаправку смазкой ЦИАТИМ-203 производить при выходе буксы *11* за торец гайки ,*12* и указателя *1* за торец гнезда *20* на 5 мм. При этом стравить давление азота из амортизаторов через зарядные клапаны, если полости набиваются смазкой, не снимая амортизаторов.

После набивки смазки в полости *А* и *Г* стабилизирующих амортизаторов в полости *В* и *Б* перед зарядкой их азотом заливают по 10 $см^3$ масла АМГ-10.

Каждый стабилизирующий амортизатор зарядить техническим азотом до давления 130 ± 5 $кгс/см^2$ при свободноподвешенных ногах шасси. Разрешается заряжать амортизатор и при обжатых амортизационных стойках, но давление в этом случае должно быть в пределах 190 ± 10 $кгс/см^2$.

Полный ход стабилизирующего амортизатора на сжатие равен 183 мм, а на растяжение — 68 *мм*. Полная длина стабилизирующего амортизатора при стоянке на земле равна 623—627 *мм*. Величина обжатия при опрокинутом шасси находится в пределах 2—3 *мм*.

Кроме того, необходимо периодически проверять состояния болтов крепления стабилизирующих амортизаторов главных ног.

При демонтаже и монтаже на самолете, а также разборке амортизационных стоек, стабилизирующих амортизаторов и ориентира колес передней ноги шасси необходимо полностью стравить из них давление азота через зарядные клапаны.

Герметичность зарядных и масляных клапанов, газовых полостей амортизационных стоек, стабилизирующих амортизаторов, ориентира колес передней ноги проверять с помощью мыльной эмульсии. Герметичность масляных полостей проверять по потекам масла на штоках амортизаторов и штоках цилиндров.

В процессе эксплуатации самолета при техническом обслуживании необходимо зеркала штоков цилиндров, ориентиров и амортизаторов смазывать ЦИАТИМ-203, которую наносить чистой ветошью.

Если обнаружены царапины на поверхностях штоков (зеркал) амортизационных стоек, то необходимо чистой ветошью очистить поверхность штоков от грязи и пыли и в случае необходимости заменить обтюраторы нижних букс, если они загрязняются.

Если наблюдаются автоколебания (шимми) передней ноги, то возможными дефектами являются:

— наличие люфтов в соединениях рулежно-демпфирующего цилиндра, ориентира, тяг и качалок системы;

— нарушение балансировки колес;

— большая разница давления в пневматиках.

Для устранения перечисленных дефектов устранить люфты путем установки шайб или замены деталей, отбалансировать колеса или перезарядить их.

При обнаружении увеличенного суммарного осевого зазора и люфта в узлах подвески передней ноги возможными дефекта ми являются износ поверхностей торцов рамы амортизационной стойки, упорных шайб или цапф. Для устранения дефекта заменить упорные шайбы или цапфы, обеспечив суммарный люфт относительно оси стойки в пределах 0,5—1,0 *мм*.

При выпущенной передней ноге необходимо проверить стрелу прогиба складывающегося подкоса, которая должна быть равной 10—12 *мм*.

Общий люфт в наиболее удаленной точке диаметра колеса передней ноги допускается не более 5 *мм*.

Проверить люфты в узлах подвески ног шасси.

Полностью собранные и смонтированные шасси, их амортизационные стойки с тележками и колесами, а также остальные агрегаты при уборке, выпуске и установке шасси на замки не должны касаться агрегатов, расположенных в мотогондолах и Нише передней ноги элементов конструкции и тяг створок шасси. Элементы конструкции механизмов управления задними створками при их открытии и закрытии не должны касаться элементов конструкции ног шасси. Между колесами и траверсами-цилиндрами главных ног шасси должен быть зазор. При обнаружении люфтов в элементах и узлах механизма Запрокидывания тележки заменить болты или втулки.

В процессе уборки и выпуска шасси механизмы управления задними створками должны полностью открываться и закрываться и оставаться открытыми до конца уборки ног шасси, т. е. до установки ног шасси на замки, и только после этого должны начинать закрываться.

Если задние створки главных ног не открываются или не закрываются при контрольной уборке и выпуске шасси, то возможными дефектами являются неисправность перепускного клапана, гидравлического цилиндра механизма задних створок или неплотное прилегание кронштейнов замков внешних створок.

Необходимо проверить работу перепускного клапана подкоса-цилиндра и замка подвески главных ног шасси, а также проверить работу цилиндра механизма задних створок и при необходимости заменить его или устранить дефекты замков внешних створок путем подгонки кронштейнов замков к плоскости створок и отрегулировать крюк замка.

При скрипе, дрожании, люфтах или заедании в шарнирных узлах в процессе уборки или выпуска шасси все шарнирные соединения смазать через масленки.

Если зазор между передними и задними створками ниши передней ноги превышает 5 *мм*, необходимо укоротить тяги створок путем ввертывания ушков или отрегулировать заход роликов в кулисы.

В случае обнаружения люфтов рычагов, качалок или тяг механизмов управления задними створками главных ног, шлицевых соединений рычагов качалок, валов

редукторов или внешних створок замка возможными дефектами являются выработка отверстий втулок в качалках, ослабление клеммных зажимов и неплотное прилегание кронштейна замка внешней створки к ее плоскости. Для устранения указанных дефектов заменить бронзовые втулки качалок и болты клеммных зажимов, подогнать кронштейн замка к плоскости створки и отрегулировать крюк замка.

Для осмотра гондол, агрегатов, расположенных в гондолах шасси, или для смазки агрегатов главных ног внешние створки главных ног шасси необходимо открыть. После осмотра или смазки агрегатов створки закрыть и убедиться, что замки встали на место путем потягивания створок вниз за передние кромки.

Во время уборки и выпуска шасси запрещается находиться в зоне отсека ниши передней ноги и зоне створок главных ног шасси, так как задние створки резко закрываются и открываются. При открытии внешних задних створок главных ног шасси вручную запрещается стоять в зоне створок лицам, не участвующим в этой работе. Если самолет поднят на домкраты, то разрешается открывать задние внешние створки главных ног для осмотра гондол, агрегатов главных ног и других агрегатов, но необходимо убедиться, что главные ноги стоят на замках подвески и крюки замков полностью закрыты. Положение замков проверить через верхние люки крыл.

Кроме того, при осмотре установок шасси и механизмов поворота колес проверить исправность контровок.

Снимать и устанавливать агрегаты ног шасси, а также менять пневматики колес можно только с применением специальных ключей и приспособлений из комплекса наземного оборудования.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. Запрещается руление самолета с неисправной световой сигнализацией:

2. Перед остановкой самолета колеса передней ноги устанавливают в нейтральное положение.

3. При установке самолета на домкраты колеса передней ноги шасси должны плавно поворачиваться в левую и правую стороны от нейтрального положения на угол +55°30'.

4. При буксировке самолета с помощью тягача необходимо:

— поворот колес производить только при движении самолета;

—углы поворота колес не должны превышать ±50° относительно нейтрального положения, т. е. иметь запас по углу поворота ±5°;

— первая гидросистема должна иметь давление 210 кгс/см^2, а электрическая система, питающая агрегаты и механизмы поворота, должна быть выключена путем установки выключателя ВГ-15К в положение «Выкл.».

5. При уборке шасси после того, как погаснет последняя красная лампа, систему выдерживают под давлением 200— 210 кгс/см^2 в течение 5 с, а затем устанавливают рукоятку переключателя шасси в нейтральное положение. При выпуске шасси через 20—25 с после загорания последней зеленой лампы и повышения давления в гидросистеме I до 200—210 кгс/см^2 рукоятку переключателя шасси устанавливают в нейтральное положение.

6. После двух последовательных посадок с уборкой шасси или трех последовательных посадок с выпущенными шасси последующие полеты возможны только после остывания колес до температуры +40° С и ниже.

7. В процессе технического обслуживания необходимо следить за термосвидетелями и при обнаружении их выплавки колеса, шины и камеры подлежат осмотру для определения пригодности к дальнейшей эксплуатации.

8. Износ тормозных дисков проверяется по указателям.

9. При загрузке самолет может перемещаться относительно осей тележек главных ног вперед, поэтому под колеса передней ноги в этом случае ставить колодки запрещается, так как они могут быть зажаты колесами.

Гидравлическое оборудование самолета Ту-154

5.1. ГИДРАВЛИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

Гидравлическое оборудование самолета включает в себя три независимые друг от друга гидросистемы: первую, вторую и третью гидросистемы.

Первая гидросистема обеспечивает работу потребителей: основное и стояночное торможение колес, аварийное торможение колес, основную уборку и выпуск шасси, выпуск и уборку внутренних интерцепторов, выпуск и уборку средних интерцепторов, питание гидроусилителей системы управления самолетом, уборку и выпуск закрылков.

Вторая гидросистема обеспечивает работу потребителей: управление поворотом колес передней ноги, аварийный выпуск шасси, питание гидроусилителей системы управления самолетом, уборку и выпуск закрылков. Кроме этого, энергией давления жидкости второй гидросистемы можно питать потребителей первой гидросистемы.

Третья гидросистема обеспечивает питание гидроусилителей системы управления самолетом и дублирующий аварийный выпуск шасси. Каждая из этих гидросистем имеет свой источник энергии, управляющую и регулирующую аппаратуру.

Наличие на самолете тройного резервирования для основных самолетных систем обеспечивает высокую надежность в работе этих систем, а следовательно, и безопасность полета. С целью улучшения работы гидросистемы при полетах на больших высотах они имеют две независимые друг от друга системы наддува гидробаков. Каждая из этих систем может питаться давлением воздуха из своего воздушного баллона или от компрессоров работающих двигателей.

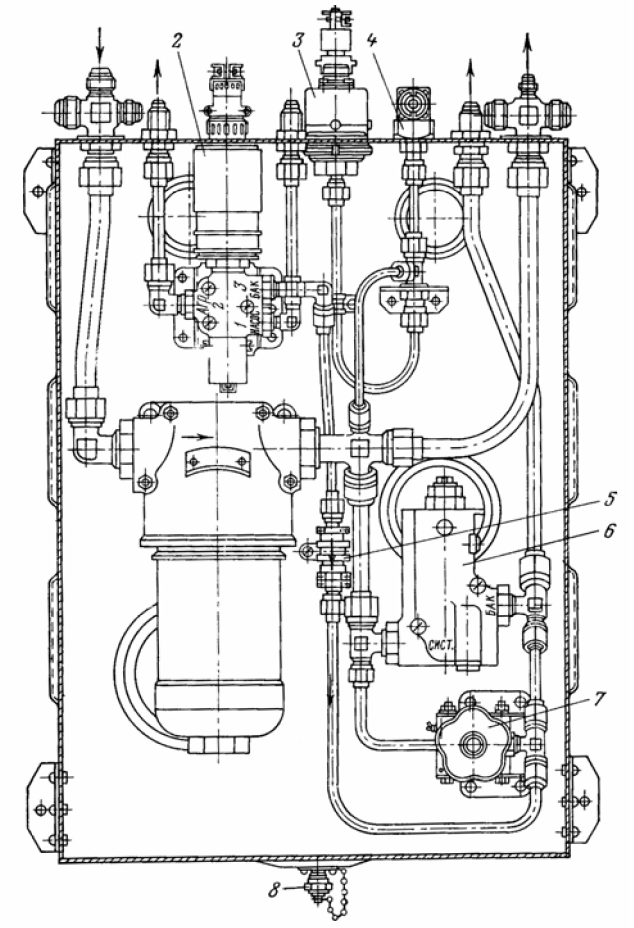


Рис. 5.1. Панель агрегатов первой гидросистемы 5006.250:

1—фильтр 8Д2.966.019-2; 2—электромагнитный кран ГА-165; 3—сигнализатор падения давления МСТ-100; 4—датчик ИД2-240 с демпфером Д59-2; 5—обратный клапан ОК6А; 6—предохранительный клапан ГА-186М; 7—запорный кран 3730А-11-1; 8—штуцер

Для удобства обслуживания гидросистемы на самолете применено панельное расположение агрегатов (рис. 5.1; 5.2; 5.3; 5.4; 5.5; 5.6; 5.7). Большинство панелей с агрегатами потребителей расположено вдоль задней стенки лонжерона крыла и в отсеке передней ноги. Здесь находятся: панели агрегатов шасси, тормозные, управления интерцепторов и аварийного гидроаккумулятора. Однако основная масса агрегатов систем источников давления расположена в негерметическом хвостовом отсеке фюзеляжа в зоне шпангоута № 73 с удобным к ним подходом. Здесь же, по бортам фюзеляжа, установлены три панели бортового обслуживания гидросистемы.

Рабочей жидкостью для гидравлических систем является авиационное масло гидравлическое АМГ-10 ГОСТ 6794—53. Трубопроводы линий всасывания, слива, дренажа и наддува гидробаков изготовлены из материала АМГ2-М. В линиях нагнетания, питания гидронасосов и наддува гидробаков от компрессоров двигателей применяются трубопроводы из материала Х18Н10Т.

Подвижные участки трубопроводов системы изготавливаются из гибких шлангов.

Характеристики систем приведены в табл. 5.1.

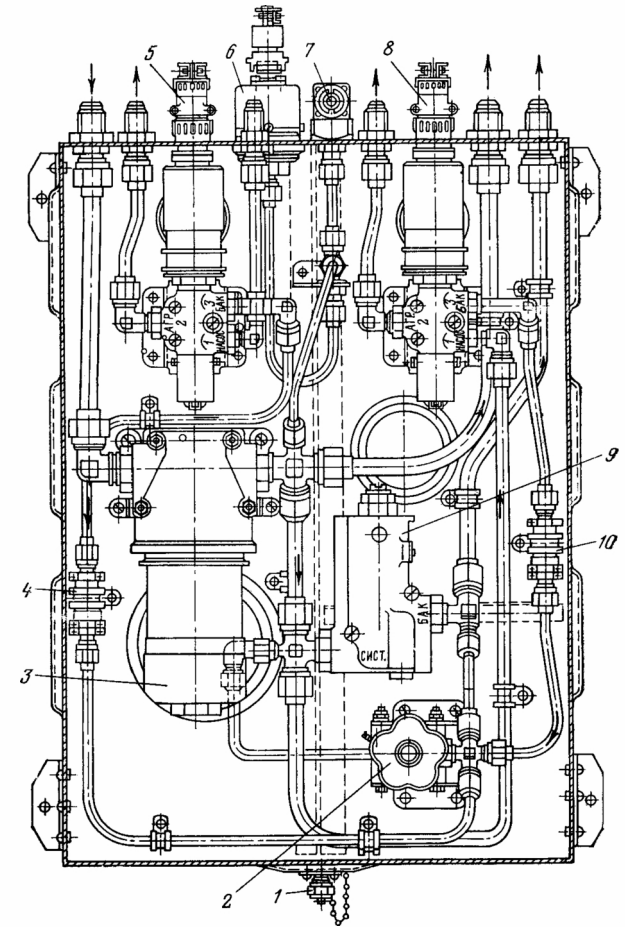


Рис. 5.2. Панель агрегатов второй гидросистемы 5606.200:
1—штуцер; 2—запорный кран 3730А-11-Т; 3—фильтр 8Д2.966.018-2; 4, 10—обратные клапаны СК6А; 5—электромагнитный кран ГА-165 включения рулевых приводов от второй гидросистемы; 6—датчик ИД2-240; 7- сигнализатор падения давления МСТ-100; 8—электромагнитный кран ГА-165 включения насосной станции второй гидросистемы для работы на первую гидросистему; 9—предохранительный капан ГА-186М

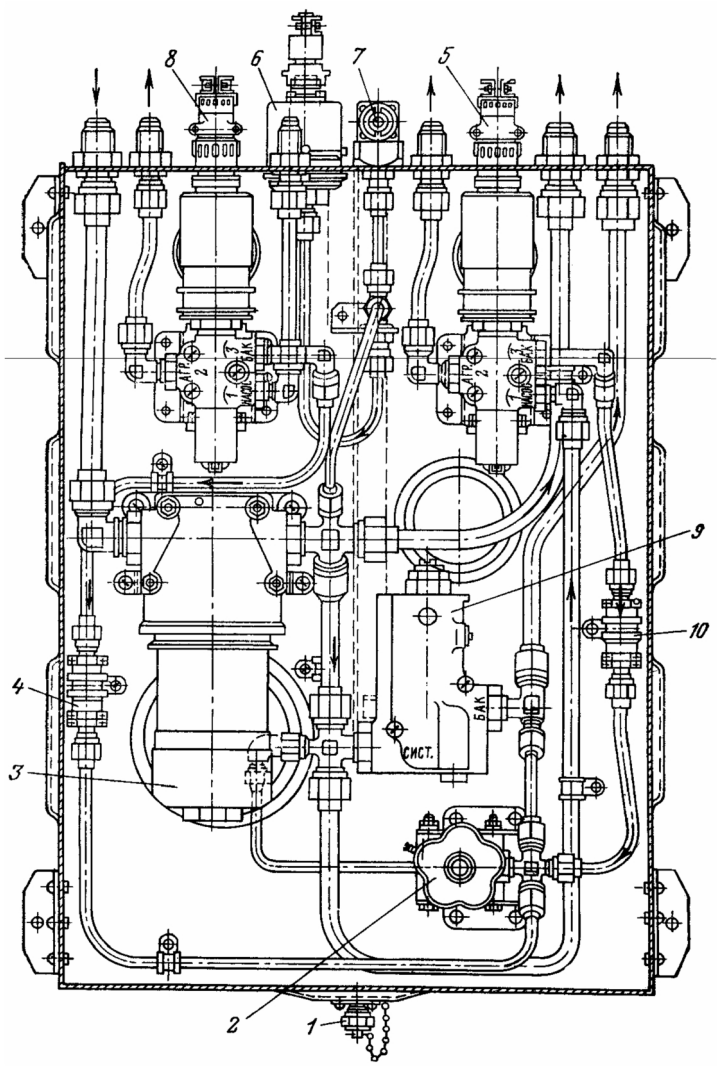


Рис. 5.3. Панель агрегатов третьей гидросистемы 5606.200:
1-штуцер; 2—запорный кран 3730А-11-Т; 3—фильтр 8Д2.966.018-2: 4, 10—обратные клапаны ОК6А: 5—электромагнитный кран ГА-165 дублирующего аварийного выпуска; 6—датчик ИД2-240; 7—сигнализатор падения давления МСТ-100; 8—электромагнитный кран ГА-165 включения рулевых приводов от третьей гидросистемы; 9—предохранительный клапан ГА-186М

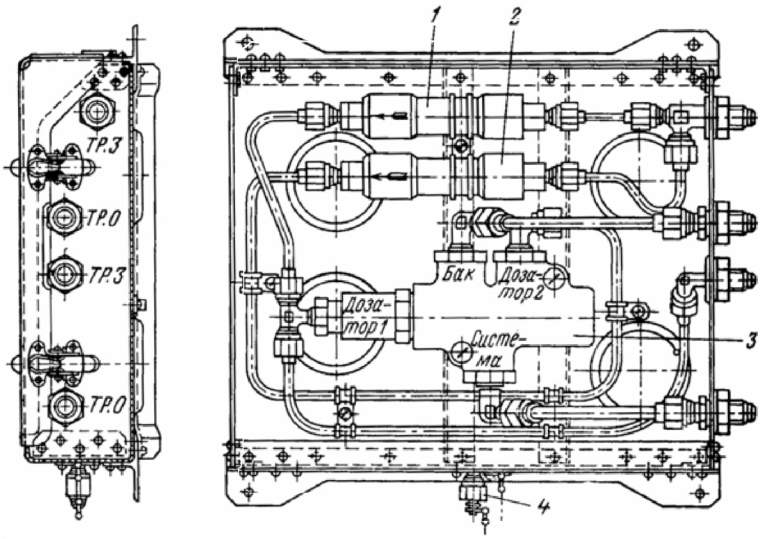


Рис. 5.4. Панель агрегатов тормозной системы 5606.050:
1, 2—дозатор ГА-172-00-2/Т; 3—переключатель УГ-114; 4—штуцер

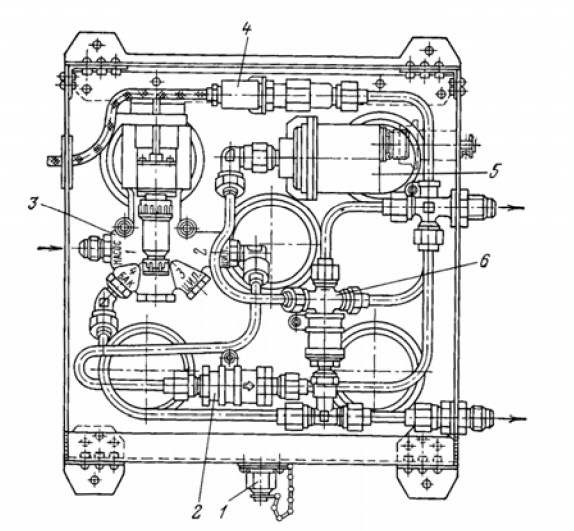


Рис. 5.5. Панель агрегатов зарядки аварийного гидроаккумулятора 5606.000: 1—штуцер; 2—обратный клапан ОК6А; 3—электромагнитный кран ГА-184У; 4—сигнализатор падения давления ЭС-200 с демпфером Д55-1; 5—датчик ИД2-240 с демпфером Д59-2; 6—предохранительный клапан НУ-5804-0

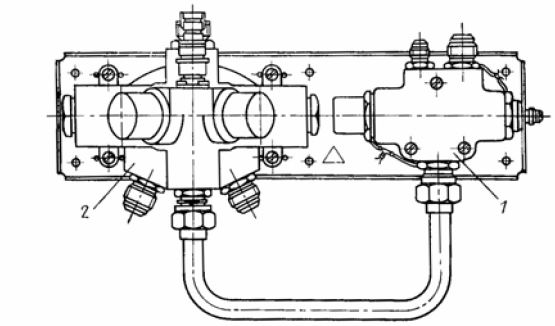


Рис. 5.6. Панель агрегатов управления шасси 5606.100: 1—клапан отключения; 2—электромагнитный кран КЭ-47

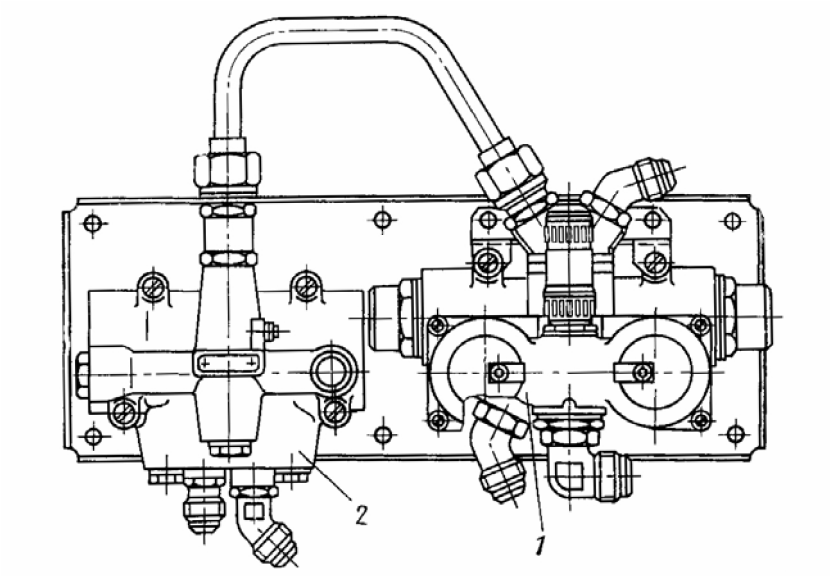


Рис. 5.7. Панель агрегатов управления внутренними интерцепторами 5606.120: 1—электромагнитный кран ГА-142/1; 2—реверсивный порционер ГА-57/IV

Таблица 5.1

Характеристика	Первая гидросистема	Вторая гидросистема	Третья гидросистема
Рабочая жидкость	Масло АМГ-10 гост 6794-53	Масло АМГ-10	Масло АМГ-10
Рабочее давление, кгс/см^2	210^{+10}_{-7}	210^{+10}_{-7}	210^{+10}_{-7}
Количество масла, л	103	103	45
Рабочий уровень масла в гидробаках, л	36	36	20
Производительность гидронасосов, л/мин	110	55	55
Время уборки шасси, с: а) при производительности 110 л/мин	Не более 8	—	—
б) при производительности 55 л/мин	Не более 10	—	—
Время выпуска шасси, с а) основного при расходе 90 л/мин	Не более 10	—	—
б) аварийного при расходе 45 л/мин	—	Не более 25	—
в) дублирующего аварийного при расходе 45 л/мин	—	—	Не более 25
Время выпуска внутренних интерцепторов, с	Не более 2	—	—
Время уборки внутренних интерцепторов, с	Не более 2	—	—
Максимальное давление в тормозных цилиндрах, кгс/см^2	110±5	—	—
Усилие при полном обжатии педалей, кгс	50 ±50	—	—
Начало торможения колес при давлении, кгс/см^2	12—20	—	—
Время полного затормаживания колес (от педалей), с	Не более 1	—	—
Время растормаживания колес (от педалей), с	Не более 1	—	—
Максимальное давление в тормозных цилиндрах (аварийное управление), кгс/см^2	100_{-10}	—	—
Время затормаживания колес (аварийное управление), с	Не более 1	—	—

Время растормаживания колес (аварийное управление), с	Не более 1	—	—
Рабочее давление в тормозных цилиндрах (стояночное торможение), кгс/см^2	120^{+10}	—	—
Количество полных затормаживаний от одного гидроаккумулятора	Не менее 17	—	—

5.2. СИСТЕМА ДО ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ПЕРВОЙ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Система до потребителей (рис. 5.8) имеет следующие агрегаты: гидробак 5602.000 *1,* четыре разъемных клапана *28, 96,* два гидронасоса НП-89 30, два дросселя постоянного расхода НУ-5810-40М1 *31,* обратные клапаны *9, 23, 25, 33, 34, 41,* холодильник 5601.060 *27,* сливной фильтр 5710.020 *10,* два гасителя пульсаций 5803.040 *29,* линейный фильтр 8Д2.966.019-2 *35,* гидроаккумулятор 5803.030 *32,* сигнализатор падения давления МСТ-100 *36,* предохранительный клапан ГА-186М *39,* запорный кран 3730А-11Т *40,* электрический дистанционный манометр ДИМ2-240 *37,* заправочный фильтр ФД2.966.015-2 *24,* дроссель *22* и панель бортового обслуживания первой гидросистемы 5606.410 *2.*

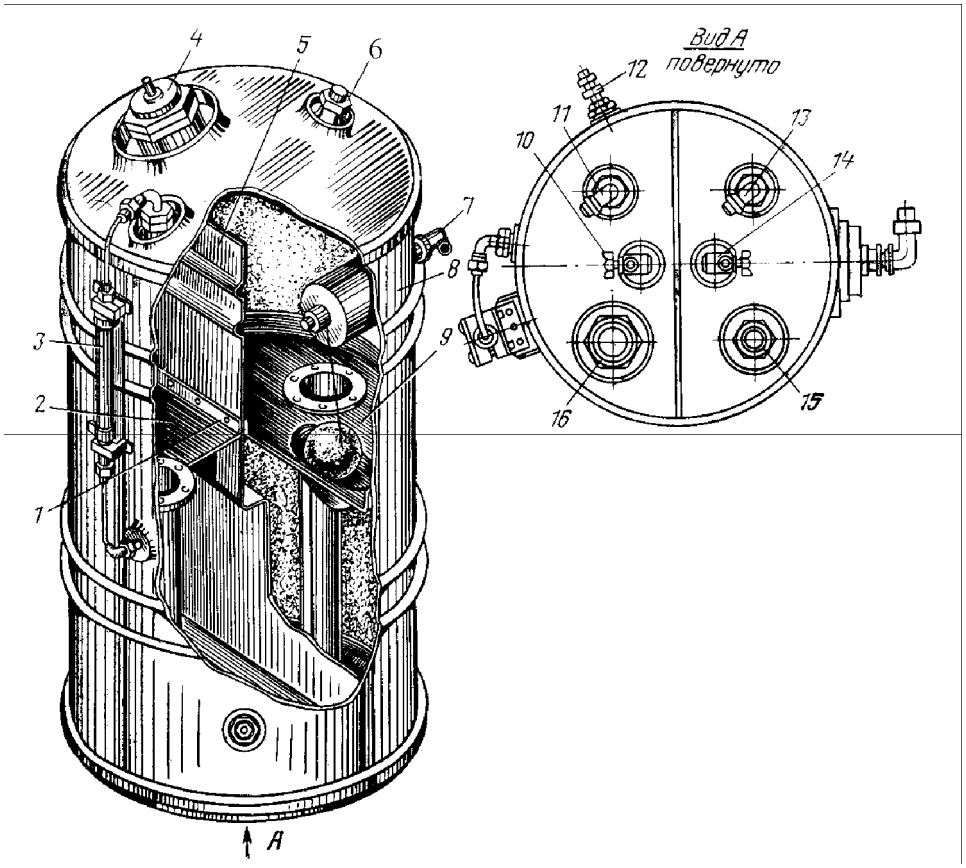


Рис. 5.9. Гидробак первой и второй гидросистем 5602.000:
1, 5—перегородки; 2—полость первой гидросистемы; 3—мерное стекло; 4— заливная горловина: 6—штуцер наддува; 7—датчик уровнемера; 8 - корпус; 9—полость второй гидросистемы; 10, 14—сливные краны; 11— штуцер слива масла из первой гидросистемы; 12—штуцер для установки термодатчика; 13—штуцер слива масла из второй гидросистемы; 15—штуцер всасывания второй гидросистемы; 16—штуцер всасывания первой гидросистемы

Гидробак 5602.000. В гидробаке (рис. 5.9) хранится запас жидкости, необходимой для питания первой и второй гидросистем.

Бак сварной конструкции емкостью 55 л. Рабочее давление воздуха в баке равно 2±0,2 *кгс/см*^{2}.

Сверху на баке расположена заливная горловина *4,* в которой установлена фильтрующая сетка. Горловина закрывается герметической пробкой. Воздух в бак поступает через штуцер *6,* расположенный рядом с заливкой горловиной. Нижнее днище имеет два крана *10, 14* для слива масла из бака, штуцеры питания второй и первой гидросистем *15, 16,* штуцеры слива жидкости из первой и второй гидросистем *11, 13.*

Сбоку на баке установлено мерное стекло *3,* через которое ведется визуальный контроль за количеством жидкости в первой и второй гидросистемах. Датчик *7* из комплекта дистанционного уровнемера подает сигнал на указатель для замера количества жидкости в баке в первой и второй гидросистемах.

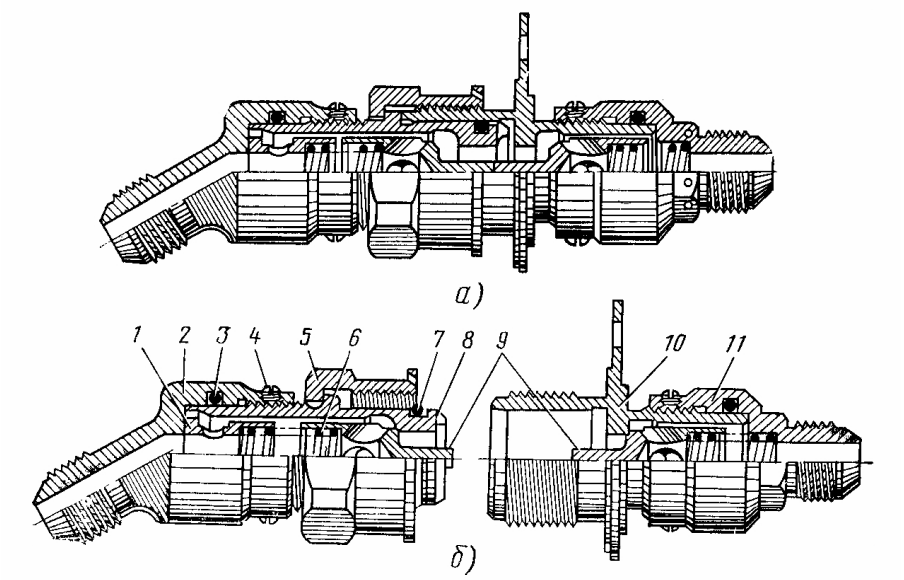


Рис. 5.10. Разъемный клапан:
а - клапан в сборе; б—клапан разобран; 1—упор; 2, 11—штуцера; 3, 7—уплотнительные кольца; 4—винт; 5—накидная гайка; 6—пружина; 8—соединительная втулка; 9—клапаны; 10—корпус

Внутри бака имеется вертикальная перегородка, которая делит его на две самостоятельные полости: одну — для первой гидросистемы, вторую — для второй гидросистемы. Перегородка не доходит до верхнего днища бака.

Горизонтальная перегородка предотвращает отлив масла от штуцеров всасывания при отрицательных перегрузках, действующих на самолет. На ней размещены два патрубка и, кроме того, выполнены отверстия для сообщения верхней и нижней полостей.

В боковой штуцер *12,* закрытый заглушкой, можно устанавливать датчик для замера температуры масла в баке.

Гидробак расположен по левому борту на шпангоуте № 73.

Разъемные клапаны *28, 96* (см. рис. 5.8) в линиях всасывания и нагнетания предотвращают утечку жидкости из трубопроводов системы при монтаже и демонтаже гидронасосов НП-89 или насосных станций НС-46. Потеря жидкости опасна возникновением воздушных пробок в системе, которые могут привести к неэффективной работе или отказу гидросистемы. Конструкция обоих клапанов одинакова, они различаются только по своим размерам и по материалу, из которого изготовлены: клапан линии всасывания изготовлен из дуралюмина и имеет большие размеры, клапан линии нагнетания изготовлен из стали.

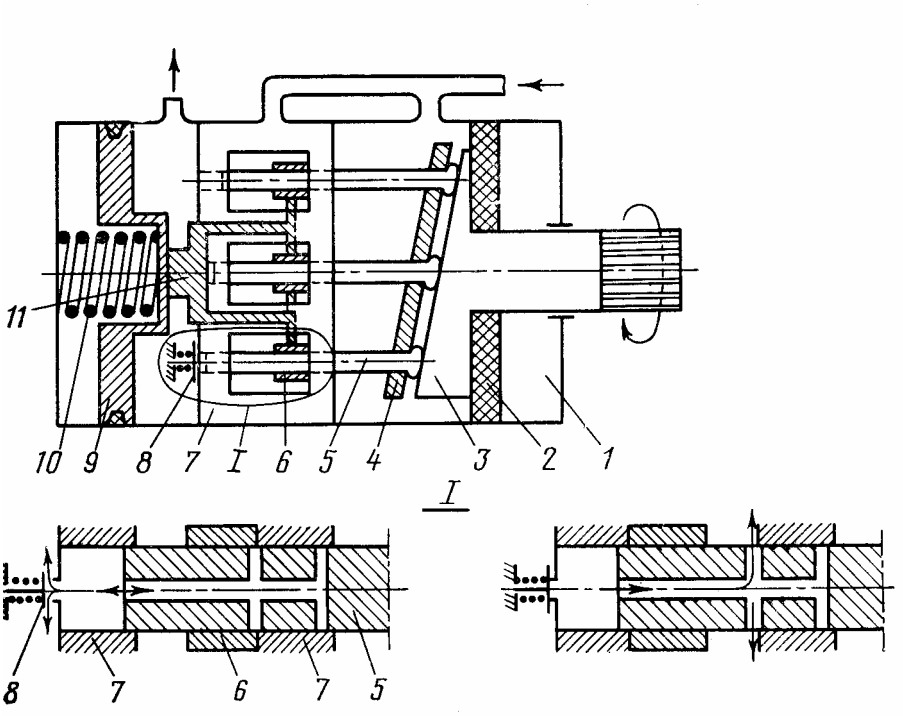


Рис. 5.11. Гидронасос НП-89:
1—корпус; 2—уплотнение; 3—наклонная шайба: 4—кольцо; 5—плунжер; 6—подвижная гильза; 7—блок цилиндров; 8—обратный клапан; 9—поршень; 10—пружина; 11—регулирующее устройство

Разъемный клапан (рис. 5.10) состоит из двух частей, стянутых накидной гайкой *5*. Одна часть клапана образована штуцером *2* и ввернутой в него соединительной втулкой *8*. Во втулке расположены клапан *9*, пружина *6* и упор клапана *1*. Вторая часть клапана состоит из корпуса *10* и навернутого на него штуцера *11*. Внутри корпуса расположены клапан *9* и пружина *6*. Разъемный клапан двустороннего действия. Это значит, что при разъединении его частей клапаны *9* под действием пружин садятся на свои седла и перекрывают выход жидкости из обоих концов разъединенного трубопровода.

При навертывании гайки *5* штоки клапанов *9* упираются друг в друга, и клапаны, сжимая пружины, отходят от седел, в результате чего жидкость имеет возможность свободно проходить через разъемный клапан. Разъемные клапаны установлены или рядом с насосными станциями НС-46 у шпангоута № 73, или на перегородках пилонов гондол двигателей.

Гидронасос НП-89 (рис. 5.11**)** служит для создания и под держания рабочего давления в гидросистеме. Гидронасос плунжерной конструкции приводится в действие от коробки приводов двигателя. Гидронасос имеет переменную производительность от 4,5 до 55 л/мин и поддерживает давление в гидросистеме, равное 210^{+10}_{-7} *кгс/см*^{2}.

Уменьшение производительности происходит при давлении в системе от 203 до 210 кгс/см^2. Обратный переход на максимальную производительность осуществляется в том же диапазоне, т. е. при падении давления в гидросистеме с 210 до 203 *кгс/см*^{2}.

Гидронасос имеет корпус *1*, наклонную шайбу *3*, плунжеры 5, блок цилиндров *7*, подвижную гильзу *6*, поршень *9*, пружину *10* и обратные клапаны *8*. На корпусе расположены два штуцера: один — в линии всасывания, второй — в линии нагнетания.

Все девять плунжеров объединены одним кольцом *4*, которое обеспечивает движение плунжеров при такте всасывания. Вращение на наклонную шайбу передается от коробки приводов двигателя. Наклонная шайба, вращаясь своим выступом, поочередно нажимает на плунжеры, заставляя их двигаться поступательно. За один оборот наклонной шайбы плунжеры девять раз направляют жидкость в линию нагнетания.

Плунжеры имеют осевые и радиальные отверстия. Цилиндром для плунжера является отверстие в блоке цилиндров и подвижная гильза. В такте всасывания радиальные отверстия плунжера перекрыты, обратный клапан закрыт; поэтому над плунжером создается разрежение. В конце такта всасывания радиальные отверстия открываются и жидкость устремляется в полость над плунжером. При движении плунжера к верхней мертвой точке радиальные отверстия закрываются телом блока цилиндров и подвижной гильзой. Жидкость, поджимаемая плунжером, выталкивается через открытый обратный клапан в линию нагнетания. Давление жидкости в линии нагнетания растет. По мере увеличения давления в линии нагнетания растет усилие на поршень, вследствие чего он при давлении 203 *кгс/см*^{2} начинает постепенно смещаться влево. Вслед за поршнем двигаются влево подвижные гильзы, связанные с ним регулирующим устройством. Вследствие этого радиальные отверстия плунжеров во время такта нагнетания частично открываются. Следовательно, при движении плунжера к верхней «мертвой» точке жидкость через открытые радиальные отверстия будет частично возвращаться в линию всасывания. Производительность насоса резко понижается. Когда давление жидкости за насосом достигнет 210^{+10}_{-7} *кгс/см*^{2}, производительность его станет равной 4,5 л/мин. При падении давления в гидросистеме в диапазоне с 210^{+10}_{-7} до 203 *кгс/см*^{2} поршень вернет подвижные гильзы в исходное положение и производительность снова восстановится до максимальной.

Правильность работы насосов проверяется в каждой гидросистеме при работе двигателей на номинальном режиме. Контроль ведется по показанию манометров во время полных перекладок с максимальной скоростью рулей высоты, руля направления, элеронов и элеронов-интерцепторов. При этом давление жидкости не должно падать ниже 180 *кгс/см*^{2}. Для раздельной проверки насосов первой гидросистемы поочередно выключают один из двигателей.

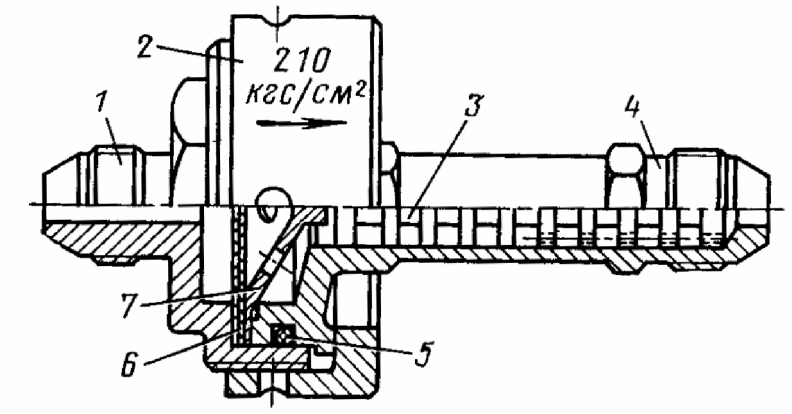


Рис. 5.12. Дроссель постоянного расхода НУ-5810-40М1:
1—крышка; 2—гайка; 3—дроссельная решетка; 4—корпус; 5—уплотнительное кольцо; 6— фильтрующая сетка; 7—упор

На самолете установлены четыре гидронасоса: два из них, расположенных на первом и втором двигателях, обслуживают первую гидросистему; третий, расположенный на втором двигателе, обслуживает вторую гидросистему и четвертый, расположенный на третьем двигателе, обслуживает третью гидросистему.

Дроссель постоянного расхода НУ-5810-40М1 обеспечивает постоянную искусственную утечку жидкости из линии нагнетателя. Количество жидкости, проходящей через дроссель постоянного расхода, зависит от величины давления жидкости перед ним. Чем больше давление в гидросистеме, тем больше проходит жидкости через дроссель.

Постоянный расход жидкости в системе при давлении 210 *кгс/см*^{2} дает возможность улучшить приемистость гидронасосов и насосных станций, а также обеспечивает их охлаждение и смазку при работе на режиме минимальной производительности.

Максимальный расход жидкости, при давлении в системе 210 *кгс/см*^{2} равен 4,2±0,3 *л/мин.*

Дроссель постоянного расхода (рис. 5.12) состоит из корпуса *4,* крышки *1,* гайки *2,* фильтрующей сетки *6,* упора *7*, уплотнительного кольца *5* и дроссельной решетки *3.*

На гайке нанесена стрелка, указывающая правильный монтаж агрегата в системе. Жидкость через дроссель постоянного расхода должна проходить в направлении стрелки. Фильтр защищает лабиринты дроссельной решетки от засорения. За каждым гидронасосом, а также за насосной станцией НС-46 установлено по одному дросселю постоянного расхода.

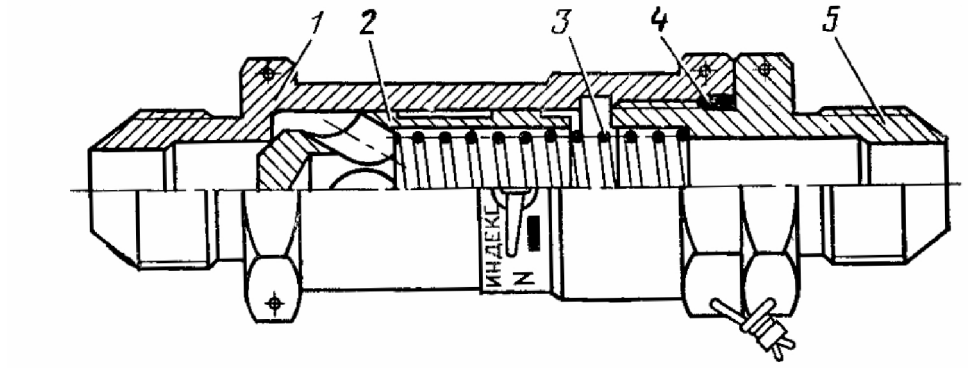


Рис. 5.13. Обратный клапан:
1—корпус; 2—клапан; 3—пружина; 4—уплотнительное кольцо; 5—штуцер

Обратный клапан ОК6А (рис. 5.13) препятствует обратному движению жидкости. Он имеет корпус *1,* штуцер 5, клапан 2, пружину *3.* На корпусе выбита стрелка, показывающая правильный монтаж агрегата в системе. Движение жидкости через клапан должно совпадать с направлением стрелки на корпусе.

Обратные клапаны имеют маркировку ОК6А, ОК8А, ОК10А, ОК12А, ОК14А, ОК16А и отличаются только габаритами. При замене клапана нужно брать новый агрегат соответствующей маркировки.

Холодильник 5601.060 (рис. 5.14) служит для охлаждения жидкости, нагретой при прохождении через дроссели постоянного расхода. Холодильник выполнен из дуралюминовых труб, свитых в виде змеевика. Штуцера холодильника имеют трафарет с надписями «Вход», «Выход».

Охлаждение жидкости происходит путем теплопередачи через стенки трубопровода. Холодильник рассчитан на рабочее давление до 150 *кгс/см*^{2}.

Сопротивление холодильника при расходе жидкости 8 *л/мин* равно 40±3 *кгс/см*^{2}.

Во второй и третьей гидросистемах установлены холодильники аналогичной конструкции марки 5601.070. Они имеют сопротивление при расходе жидкости 8 *л/мин,* равное 26 ±3 *кгс/см*^{2}.

Все холодильники расположены в форкиле у шпангоута № 69.

Сливной фильтр 5810.020 (рис. 5.15) служит для очистки жидкости перед возвращением ее в гидробак из системы.

Фильтр состоит из корпуса *7*, стакана *2,* фильтрующего элемента *3,* крана *1,* клапана *4.*

Корпус имеет штуцера входа и выхода жидкости. Движение жидкости через фильтр показано стрелкой на корпусе.

Фильтрирующий элемент имеет перфорированный цилиндрический каркас, обтянутый каркасной сеткой и сеткой из никелевой проволоки. Сетка выполнена в виде звездочки, для увеличения фильтрующей поверхности. Герметизация фильтрующего элемента достигнута уплотнительными кольцами.

При нормальной работе фильтра жидкость, проникая через сетку, перетекает по полому каркасу и идет к штуцеру выхода.

Штуцера входа и выхода разделены между собой перепускным клапаном. В случае засорения сетки фильтра давление жидкости на выходе будет падать, когда перепад давлений достигнет 5+о,5 кгс/см2; клапан откроется и пропустит нефильтрованную жидкость на выход. Сливной кран служит для слива жидкости перед снятием фильтрующей сетки.

На самолете, в районе шпангоута № 73, установлено три сливных фильтра:

фильтр 5810.020 по левому борту, в линии слива первой гидросистемы;

фильтр 5810.020 по левому борту, в линии слива второй гидросистемы;

фильтр 5810.020 по правому борту, в линии слива третьей гидросистемы.

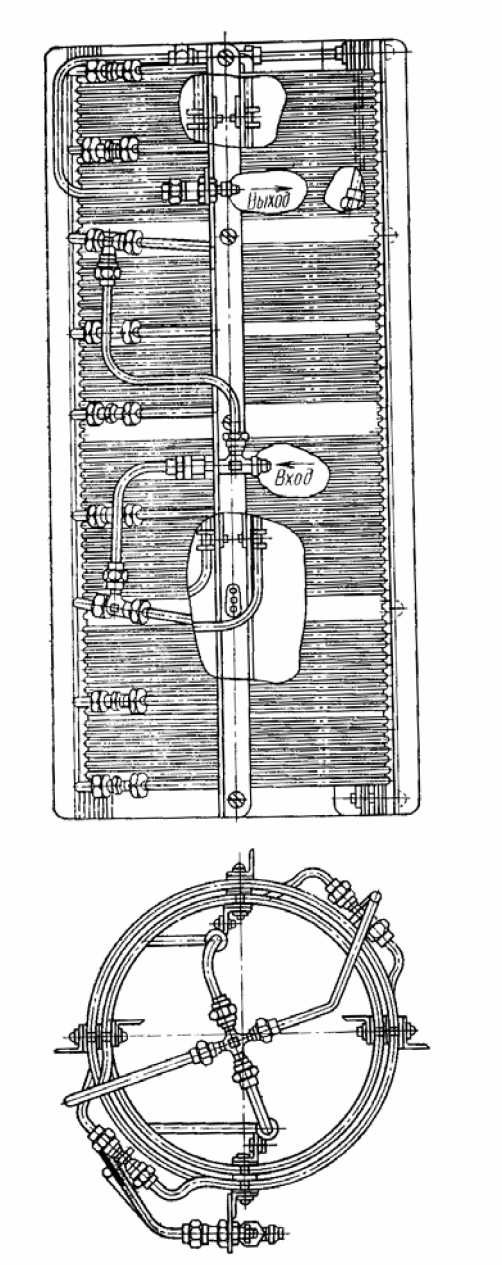


Рис. 5.14. Холодильник первой гидросистемы 5601.060

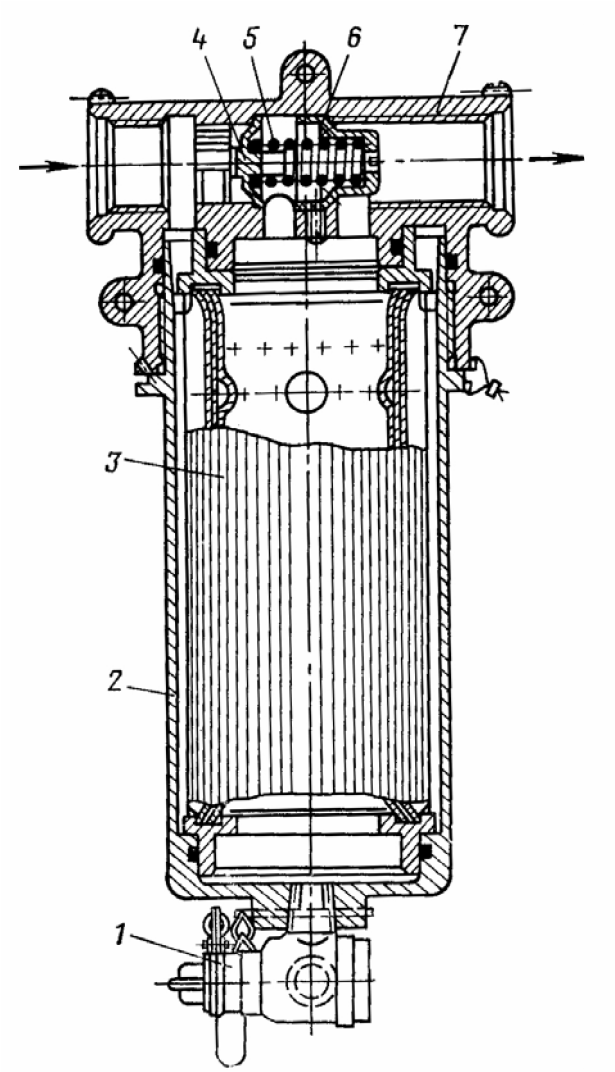


Рис. 5.15. Сливной фильтр 5810.020:
1—кран; 2—стакан; 3—фильтрующий элемент; 4—клапан; 5—пружина; 6—крышка; 7—корпус

Гаситель пульсаций 5803.040 (рис. 5.16) служит для уменьшения величины пульсаций давления жидкости, вызванных неравномерной работой гидронасоса НП-89. Кроме этого, при больших расходах жидкости в системе он работает как гидроаккумулятор.

Гаситель пульсаций состоит из корпуса *7*, гайки *4*, крышки *3*, клапана *2*, диафрагмы *11*.

Корпус сварной, сферической формы, из стали 30ХГСА. Внутренняя часть гасителя пульсаций разделена диафрагмой на две полости: одна полость жидкостная *10*, вторая — азотная *12*.

Штуцер входа жидкости имеет большое количество мелких отверстий, это исключает разрушение диафрагмы азотом при отсутствии в гасителе жидкости.

Зарядка гасителя пульсаций азотом производится при отсутствии жидкости в агрегате, т. е. в том случае, когда давление жидкости в гидросистеме равно нулю. Зарядка азотом ведется через клапан *2* с помощью специального приспособления.

Начальное давление азота в гасителе пульсаций равно 115±3 кгс/см^2 при температуре воздуха +20° С.

Во время работы жидкость поступает в гаситель пульсаций, смещая диафрагму вниз, давление азота и жидкости при этом повышается. В этом случае гаситель пульсаций

работает как гидравлический аккумулятор. При быстром падении давления в гидросистеме азот, расширяясь, выталкивает жидкость в систему.

На самолете установлено четыре гасителя пульсаций в непосредственной близости от гидронасосов:

– два гасителя пульсаций первой гидросистемы на первом и втором двигателях;

– один гаситель пульсаций второй гидросистемы на втором двигателе;

– четвертый гаситель пульсаций третьей гидросистемы на третьем двигателе.

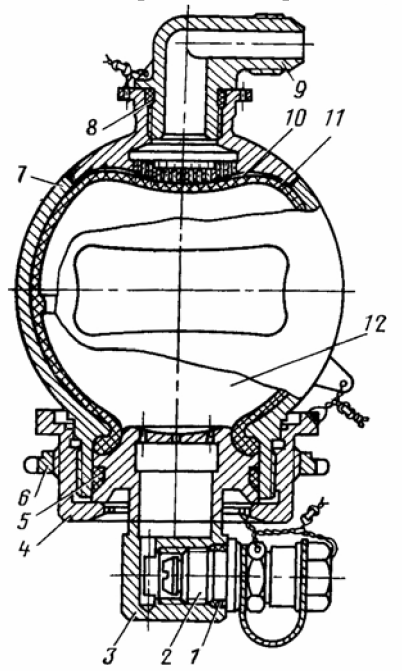


Рис. 5.16. Гаситель пульсаций 5803.040:
1, 5, 8—уплотнительные кольца; 2—клапан; 3—крышка; 4, 6—гайки; 7—корпус; 9—штуцер; 10—гидравлическая полость; 11—диафрагма; 12—газовая полость

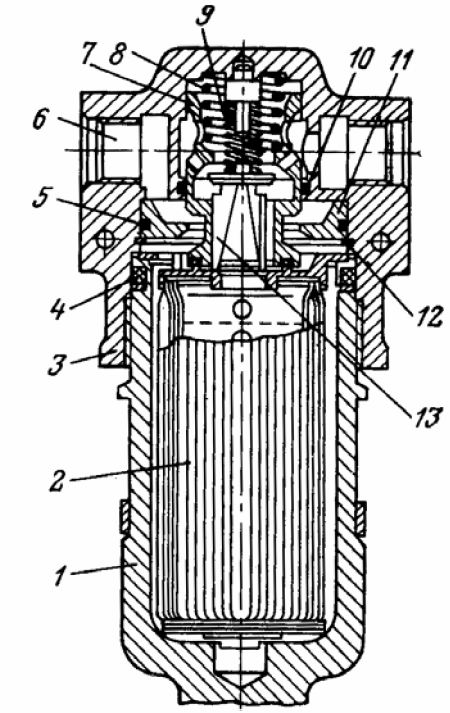


Рис. 5.17. Линейный фильтр 8Д2.966.019-2:
1—стакан; 2—фильтр; 3—корпус; 4, 5, 10—уплотнительные кольца; 6—входной штуцер; 7—перепускной клапан; 8, 9— пружины; 11—седло; 12—стопорное кольцо; 13—отсечной клапан

Линейный фильтр 8Д2.966.019-2 (рис. 5.17) обеспечивает тонкую очистку масла от механических частиц.

Фильтр выполнен из корпуса *3*, стакана *1*, фильтрующего элемента *2*, отсечного клапана *13*, перепускного клапана *7*. Фильтрующий элемент аналогичен по конструкции фильтрующему элементу сливного фильтра.

Отсечной и перепускной клапаны исключают утечку жидкости из трубопроводов гидросистемы при снятии фильтрующего элемента. Этим исключается образование воздушных пробок в гидросистеме.

В собранном виде оба клапана подняты вверх, сжав свои пружины. При этом отсечной клапан не прижимается к седлу перепускного клапана. Жидкость, пройдя фильтрующий элемент через открытый отсечной клапан, направляется в систему.

В случае засорения фильтра перепускной клапан пропускает нефильтрованную жидкость на выход из агрегата. Открывается перепускной клапан при перепаде давлений между входом и выходом, равном 7^{+2}_{-1} кгс/см^2.

В открытом положении перепускной клапан оторван от фильтрующего элемента. При обслуживании фильтра оба клапана сидят на седлах, исключая утечку жидкости из трубопроводов.

На самолете установлено восемь фильтров:

– два фильтра 8Д2.015-2 в линиях заправки гидробаков: один — у панели бортового обслуживания первой гидросистемы, второй — у панели бортового обслуживания третьей гидросистемы;

– два фильтра 8Д2.936.018-2 на панелях агрегатов второй и третьей гидросистем;

– один фильтр 8Д2.966.019-2 на панели агрегатов первой гидросистемы;

– три фильтра 8Д2.966.037-2 перед гидроусилителями.

Гидроаккумулятор 5803.030 (рис. 5.18) содержит запас гидравлической энергии, который используется для работы потребителей при неработающих гидронасосах.

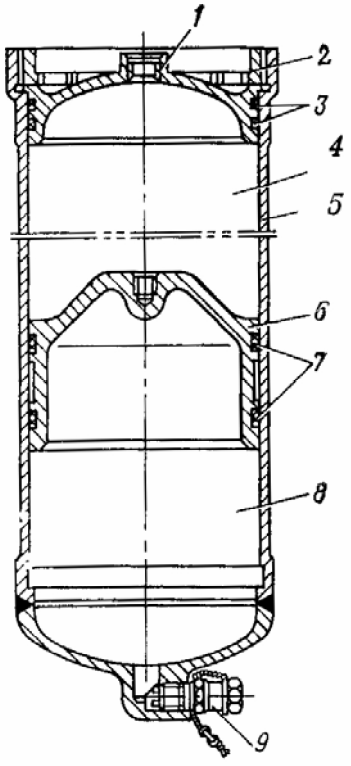


Рис. 5.18. Гидроаккумулятор 5803.030:
1—крышка; 2—гайка; 3, 7—уплотнение; 4—гидравлическая полость; 5—корпус; 6—поршень; 8—газовая полость; 9—клапан

Кроме этого, он компенсирует утечку и температурные расширения жидкости и ускоряет процесс работы потребителей при больших расходах жидкости в гидросистеме.

Гидроаккумулятор имеет корпус *5*, крышку *1*, гайку *2*, поршень *6*, зарядный клапан *9*.

Внутренняя часть корпуса поршнем разделена на две полости: азотную *8* и жидкостную *4*. Зарядка азотной полости ведется через клапан *9*, подача и отвод жидкости осуществляется через штуцер крышки.

При зарядке гидроаккумулятора азотом давление жидкости в гидросистеме должно быть равным нулю. Начальное давление азота составляет 85±3 *кгс/см*^{2} при температуре воздуха +20°С.

При подаче жидкости в гидроаккумулятор поршень движется вниз, при этом растет давление азота и жидкости. В случае падения давления жидкости азот, расширяясь, поднимает поршень вверх, вытесняет жидкость в систему потребителей.

На стоянке самолета или при отказе гидронасосов первой гидросистемы запаса жидкости заряженного гидроаккумулятора хватает на 17 полных затормаживаний колес.

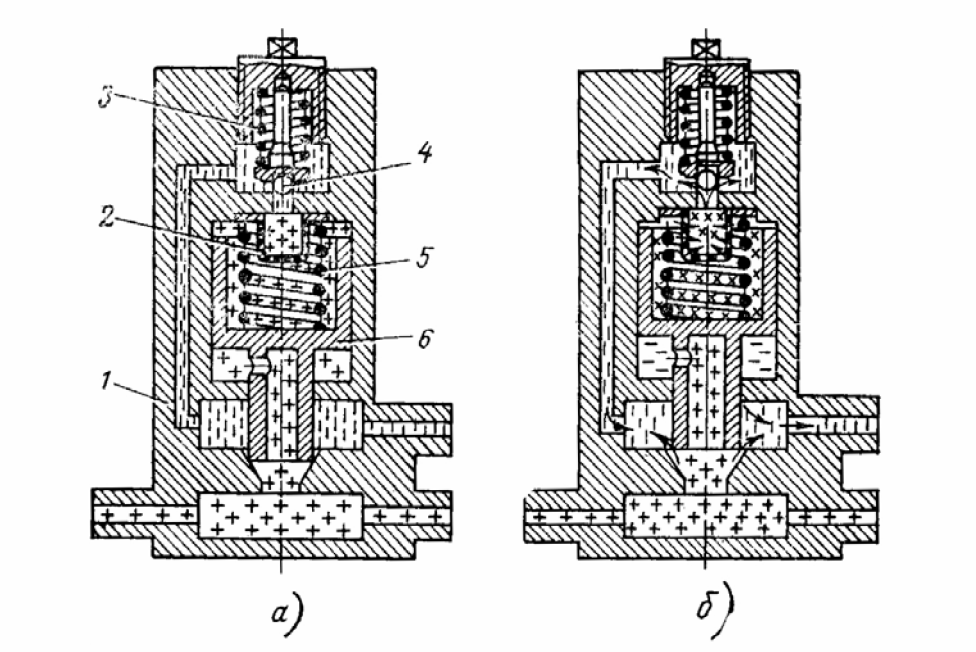


Рис. 5.19. Предохранительный клапан ГА-186М:
а—давление в системе ниже 240 кгс/см^2*; б—давление в системе выше 240 кгс/см*^{2}*; 1—корпус; 2—фильтр; 3, 5—пружины; 4—клапан; 6—золотник*

На самолете установлено четыре гидроаккумулятора:

три гидроаккумулятора первой, второй и третьей гидросистем расположены на правом борту между шпангоутами № 71 — 73;

гидроаккумулятор системы аварийного торможения расположен в нише передней ноги на левой стенке.

Сигнализатор падения давления МСТ-100 *36* (см. рис. 5. 8) служит для замыкания цепи красных ламп при понижении давления в гидросистеме ниже 100±5 *кгс/см*^{2}.

Чувствительным элементом агрегата является диафрагма, которая прогибаясь при падении давления под ней, замыкает концевым выключателем цепи красных ламп.

На самолете установлено три сигнализатора падения давления. Они расположены на панелях агрегатов первой, второй и третьей гидросистем.

Красные лампы по три штуки расположены на панели у борт инженера под трафаретом «Падение давления» и на верхнем электрощитке пилотов под трафаретом «Гидросистема, падение давления».

Для работы сигнализатора падения давления необходимо включить на правой панели автомат защиты под трафаретом «Падение давления».

Предохранительный клапан ГА-186М (рис. 5.19) предупреждает повышение давления жидкости в гидросистеме выше 240±5 *кгс/см*^{2}. Предохранительный клапан имеет корпус *1*, фильтр *2*, клапан *4*, золотник *6* и пружины *3,5*. На корпусе расположены три штуцера: два соединены с линией высокого давления, третий — с гидробаком. Внутренняя полость золотника сообщается с линией от гидронасосов через малое дроссельное отверстие.

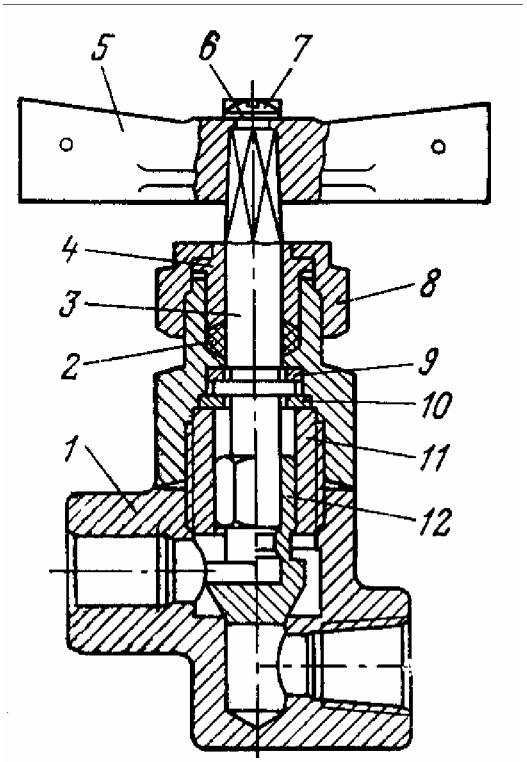


Рис. 5.20. Запорный кран 3730А-11Т:
1—корпус; 2—прокладка; 3—ось; 4—втулка; 5—маховик; 6, 9, 10— шайбы; 7—винт; 8, 11 —гайки; 12—клапан

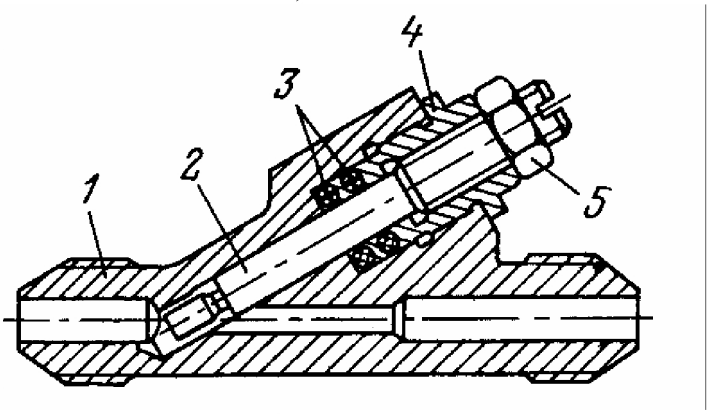


Рис. 5.21. Дроссель Н5810.820:
1—корпус; 2—игла; 3—кольцо; 4—втулка; 5—гайка

В исходном положении клапан *4* и золотник *6* прижаты к седлам своими пружинами. Давление жидкости внутри и снаружи золотника одинаково. По мере возрастания давления в линии от насоса растет давление и во внутренней полости

золотника. При давлении 240 кгс/см^2 клапан откроется, сообщив внутреннюю полость золотника с линией слива. Повышение давления жидкости внутри золотника прекратится. Благодаря гидравлическому сопротивлению при перетекании жидкости через дроссельное отверстие давление снаружи золотника станет выше, чем внутри. Под действием усилия от перепада давлений золотник переместится вверх, сообщив линию от насосов с линией слива. Насос будет работать на бак без разгрузки с большим противодавлением. В случае падения давления ниже 240 кгс/см^2 клапан сядет на седло, давления жидкости снаружи и внутри золотника станут равны и золотник под действием своей пружины закроется. На самолете установлено три предохранительных клапана ГА-186М, расположенных **в** панелях первой, второй и третьей гидросистем.

Запорный кран 3730А-11Т (рис. 5.20) служит для быстрого сброса давления в гидросистеме.

Агрегат представляет собой кран вентильного типа. Кран имеет корпус *1,* маховик *5,* ось *3* и клапан *12.*

На самолете установлено три крана, по одному крану в панелях первой, второй и третьей гидросистем.

Электрический дистанционный манометр ДИМ2-240 *37* (см. рис. 5.8) служит для замера давления жидкости в гидросистеме.

В комплект манометра входит датчик ИД2-240 и указатель УИ1-240. Для гашения колебаний давления жидкости на входе в датчик установлен демпфер Д59-2.

На самолете установлено четыре манометра: в первой, второй и третьей гидросистемах и в системе аварийного торможения колес.

Датчики манометров расположены в панелях агрегатов первой, второй, третьей гидросистем и в панели зарядки аварийного гидроаккумулятора.

Четыре указателя расположены на панели у бортинженера под трафаретом «Гидросистема» и четыре на верхнем электрощитке пилотов.

Для работы манометров необходимо включить два автомата защиты в РК БСУ под трафаретом «Манометры гидросистемы» и на правой панели «Сигнализация давления».

Дроссель Н5810.820 (рис. 5.21) гасит пульсации жидкости перед манометром, предохраняя его от поломки.

Дроссель имеет корпус *1,* в который ввертывается дроссельная игла *2.* При движении жидкости мимо дроссельной иглы создаются большие гидравлические сопротивления, в результате перед манометром давление жидкости растет плавно.

На самолете установлено три дросселя *22* (см. рис. 5.8) в линиях давления перед манометрами *6* у панелей бортового обслуживания первой, второй и третьей гидросистем.

Панель бортового обслуживания первой гидросистемы 5606.410 (рис. 5.22) служит для подключения наземного агрегата к самолетной гидросистеме.

Через бортовую панель можно заправлять гидробак первой и второй гидросистем жидкостью, создавать давление жидкости в первой гидросистеме и понижать давление воздуха в гидробаке и воздушном баллоне.

На панели расположены: гидравлический манометр НТМ-400 *1* для замера давления жидкости в первой гидросистеме при обесточенном самолете, штуцер 1882А-2-Т *2* для подключения линии нагнетания от наземного гидроагрегата, штуцер 1923А-1-Т *3* для заправки жидкости в гидробак, штуцер 1882А-5-Т *6* для подключения линии всасывания от наземного гидроагрегата, воздушный манометр МВ-10М *5* для замера давления наддува в гидробаке первой и второй гидросистем, клапан 3501с51 *4* для сброса давления наддува первой и второй гидросистем.

Панель расположена по левому борту шпангоутами № 73— 74**.**

Работа системы до потребителей первой гидросистемы.

Бак гидросистемы расположен выше всех агрегатов, поэтому масло из бака (см. рис. 5.8) идет через разъемные клапаны всасывания *28* к гидронасосам НП-89 *30.*

При работе двигателей гидронасосы посылают масло в систему через разъемные клапаны линии нагнетания *96.*

Часть жидкости после гидронасосов, пройдя дроссели постоянного расхода *31,* обратный клапан *25,* холодильник *27,* фильтр *10* и обратный клапан *9,* направляется по линии слива ***в*** гидробак. Основная масса жидкости после гидронасосов проходит обратные клапаны *33* и фильтр *35,* после чего поступает на зарядку гидроаккумулятора *32.* Кроме этого, жидкость, пройдя через фильтр *35,* направляется к кранам следующих потребителей: крану зарядки гидроаккумулятора аварийного торможения *43,* тормозным клапанам *49,* крану основного управления шасси *64,* крану управления внутренними интерцепторами *75,* крану управления средними интерцепторами *79,* крану включения гидроусилителей от первой гидросистемы *80,* приводу управления закрылками *92.*

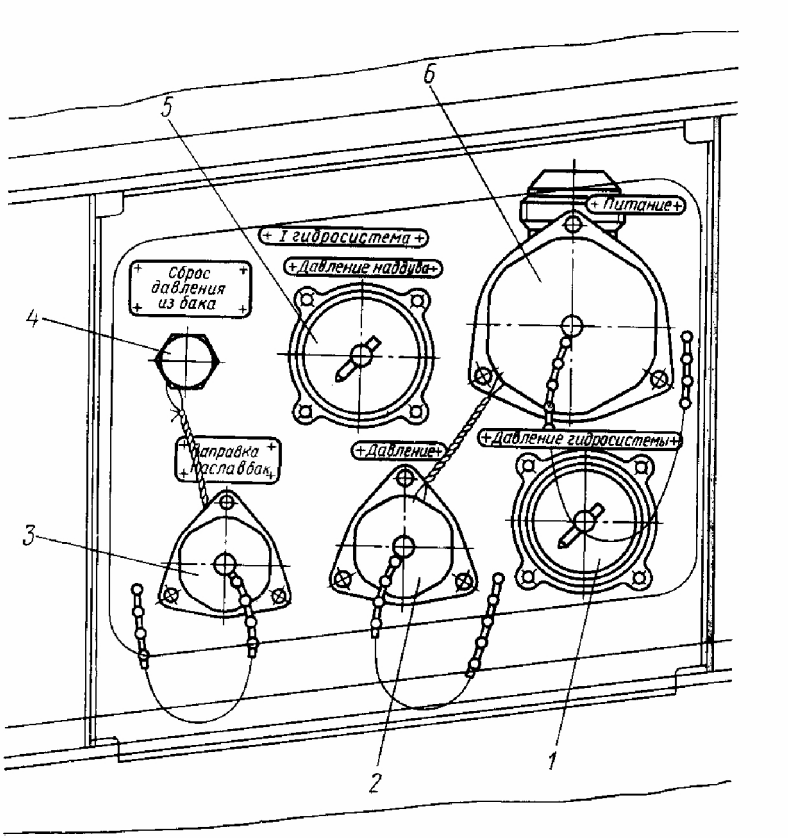


Рис. 5.22. Панель бортового обслуживания первой гидросистемы 5606.410: 1—манометр НТМ- 400; 2—штуцер линии нагнетания; 3—штуцер заправки гидробака; 4—клапан сброса давления наддува; 5—манометр МВ-10М; 6—штуцер линии всасывания

По мере увеличения давления в системе гидронасосы начинают переходить на меньшую производительность. Когда давление в системе будет 210^{+10}_{-7} *кгс/см*^{2}, гидронасосы перейдут на режим минимальной производительности, равный 4,2 ±0,3 л/мин на каждый гидронасос. Это количество жидкости будет полностью проходить через дроссели постоянного расхода в гидробак. Масло, циркулируя через гидронасосы, работающие на режиме минимальной производительности, обеспечивает охлаждение и смазку трущихся частей гидронасоса и, кроме этого, улучшает приемистость системы при переходе гидронасосов на режим максимальной производительности.

Переход насосов на режим максимальной производительности происходит в том же диапазоне, т. е. при падении давления с 210 до 203 кгс/см^2.

При отказе системы саморегулирования в гидронасосах, при создании давления в системе от наземного источника, а также в случае засорения дросселя постоянного расхода срабатывает предохранительный клапан *39,* пропуская жидкость от насосов в

гидробак. При работе наземного источника, жидкость из гидробака через штуцер *3* всасывания панели бортового обслуживания поступает в насос наземной установки, затем через штуцер нагнетания *5* и обратный клапан *23* она направляется к линейному фильтру *35*. Далее работа системы осуществляется так же, Как при работе гидронасосов НП-89.

На стоянке самолета создать давление в первой гидросистеме можно от работающей насосной станции *46* второй гидросистемы. Для этого необходимо переключателем (установлен на панели гидросистемы у бортинженера) включить электромагнитный кран *42*. Производительность насосной станции НС-46 равна 20 л/мин.

Контроль за давлением в системе ведется тремя способами:

первый — от сигнализатора падения давления МСТ-100 *36*, который при падении давления в первой гидросистеме ниже: 100±5 кгс/см^2 включает красные лампы;

второй — с помощью дистанционных манометров ДИМ2-240 *37* и указателей УИ1-240. Указатели расположены на верхнем электрощитке пилотов и на панели гидросистемы бортинженера; третий — с помощью манометра *6*, расположенного на панели бортового обслуживания первой гидросистемы.

Для работы указателей и ламп необходимо включить АЗС на правой панели под трафаретами «Сигнализация давления» и «Падение давления» и в РК БСУ «Манометры гидросистемы».

Последний способ контроля не требует включения электроэнергии на самолете.

5.3. СИСТЕМА ДО ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ВТОРОЙ ГИДРАВЛИЧЕСКЮИ СИСТЕМЫ

Система до потребителей второй гидравлической системы (см. рис. 5.8) включает следующие агрегаты: гидробак 5602.000 1, четыре разъемных клапана *28, 45, 96, 97*, гидронасос НП-89 *30*, два дросселя постоянного расхода НУ-5810-40М1 *31*, обратные клапаны *23, 25, 38, 34, 41*, холодильник 5601.070 *47*, сливной фильтр 5810.020.10, линейный фильтр 8Д2.966.018-2 *48*, сигнализатор падения давления МСТ-100 *36*, предохранительный клапан ГА-186М *39*, запорный кран 3730А-11-Т *40*, электрический дистанционный манометр ДИМ2-240 *37*, насосную станцию НС-46 *46*, гидроаккумулятор 5803.030 *32*, маслоотстойник 5606.520 *99*, дроссель *22*, электромагнитный кран ГА-165 *42*, гаситель пульсаций 5803.040 *29* и панель бортового обслуживания 5606.410 *20*.

Насосная станция НС-46 (рис. 5.23) служит для создания давления жидкости во второй гидросистеме при отказе в работе гидронасоса НП-89 или двигателя. Помимо этого насосная станция может быть использована для проверки работы первой и второй гидросистем на стоянке самолета.

Переключатель управления насосной станции расположен на панели у бортинженера под трафаретом «Насосная станция второй гидросистемы».

Автомат защиты включения насосной станции расположен на правой панели АЗС под трафаретом «Насосная станция второй гидросистемы».

Вторая насосная станция установлена в третьей гидросистеме.

Насосная станция третьей гидросистемы создает в ней давление при отказа НП-89 или двигателя в полете, а также для наземного обслуживания гидросистемы при неработающем двигателе.

Переключатель управления насосной станции расположен на панели у бортинженера под трафаретом «Насосная станция третьей гидросистемы».

Автомат защиты включения насосной станции расположен на правой панели АЗС. Автомат защиты питания насосной станции установлен на правой панели генераторов под трафаретом «Насосная станция третьей гидросистемы».

На самолете установлены две насосные станции на шпангоуте № 73: для второй гидросистемы слева, для третьей гидросистемы справа.

Маслоотстойник 5606.520 (рис. 5.24) служит для размещения масла, выброшенного через дренажный штуцер насосной станции НС-46.

Выполнен маслоотстойник из органического стекла, имеет штуцер *1* и стакан *2*. Наличие масла определяется визуально через прозрачную стенку стакана. При переполнении отстойника масло уходит через отверстие в штуцере. Для слива масла необходимо отвернуть стакан.

На самолете установлено два маслоотстойника рядом с насосными станциями второй и третьей гидросистем на шпангоуте № 73.

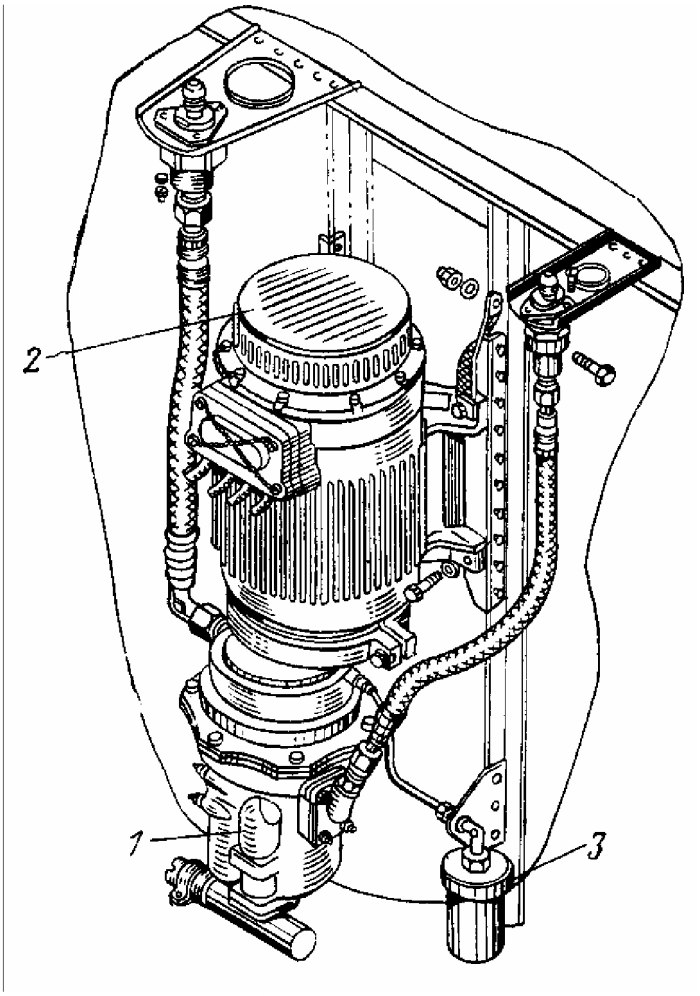


Рис. 5.23. Насосная станция НС-46:
1—насосная станция: 2—электродвигатель; 3—маслоотстойник

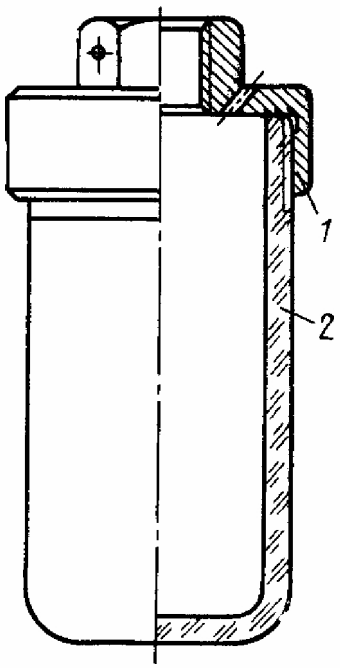


Рис. 5.24. Маслоотстойник 5606.520: 1—штуцер; 2—стакан

Электромагнитный кран ГА-165 (рис. 5.25) служит для подачи жидкости в первую гидросистему от насосной станции второй гидросистемы. Кран имеет корпус *1*, электромагнит *5*, сердечник *4*, золотник *3* и поводок *2*. На корпусе расположены три штуцера с надписью: насос, бак, агрегат.

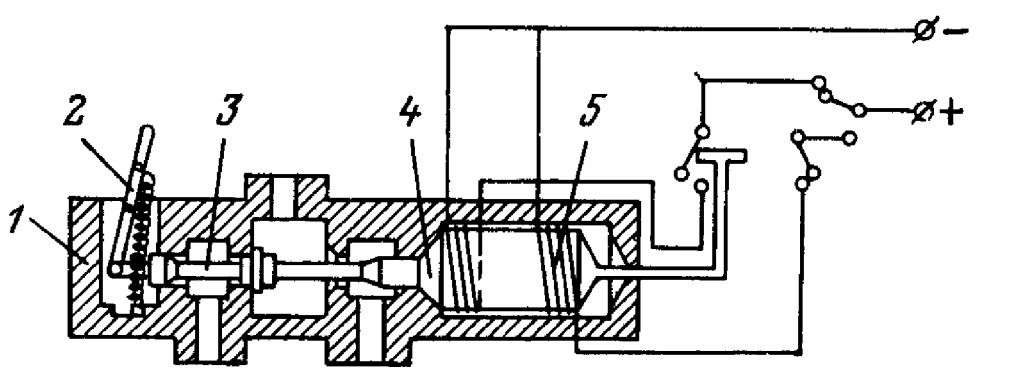


Рис. 5.25. Электромагнитный кран ГА-165: 1—корпус; 2—поводок; 3—золотник; 4—сердечник; 5—электромагнит

Внутри электромагнита имеется два концевых выключателя для прекращения подачи электротока на соленоиды при крайних положениях золотника. Золотник жестко связан с сердечником электромагнита. Он может перемещаться от усилий, передаваемых с сердечника электромагнита и от поводка, при ручном управлении. Золотник крана имеет два рабочих положения. При включении задней катушки электромагнита сердечник и золотник сдвигаются вправо, направляя жидкость через кран в первую гидросистему. При крайнем правом положении золотника электроцепь размыкается сердечником электромагнита, одновременно замыкая переднюю катушку, чем обеспечивается движение золотника влево; при этом линия первой гидросистемы сообщается с гидробаком второй системы. Однако падения давления в первой гидросистеме не будет, так как за электромагнитным краном в линии первой гидросистемы установлен обратный клапан.

При крайнем левом положении золотника электроцепь размыкается концевым выключателем, расположенным внутри электромагнита.

Электромагнитный кран имеет поводок для ручного перемещения золотника. Пружина поводка помогает удерживать золотник в крайних положениях.

Переключатель управления электромагнитным краном расположен на панели у бортинженера под трафаретом «Кран подключения второй гидросистемы на первую гидросистему».

Автомат защиты цепи управления электромагнитным краном расположен на правой панели АЗС «Аварийный аккумулятор».

Автомат защиты цепи питания электромагнитным краном расположен в РК ВСУ-РАП «Насосная станция второй гидросистемы».

На самолете установлено пять электромагнитных кранов: — кран включения насосной станции второй гидросистемы на работу первой гидросистемы, расположенный в панели агрегатов второй гидросистемы;

— кран дублирующего аварийного выпуска шасси от третьей гидросистемы, расположенный в панели агрегатов третьей гидросистемы;

— три крана включения гидроусилителей и рулевых агрегатов от первой, второй и третьей гидросистем, расположенных соответственно в панелях агрегатов этих систем.

Панель бортового обслуживания второй гидросистемы 5606.410 (рис. 5.26) служит для подключения наземного гидроагрегата во вторую гидросистему.

Через бортовую панель можно зарядить воздушные баллоны системы наддува гидробаков и проверить в них давление воздуха

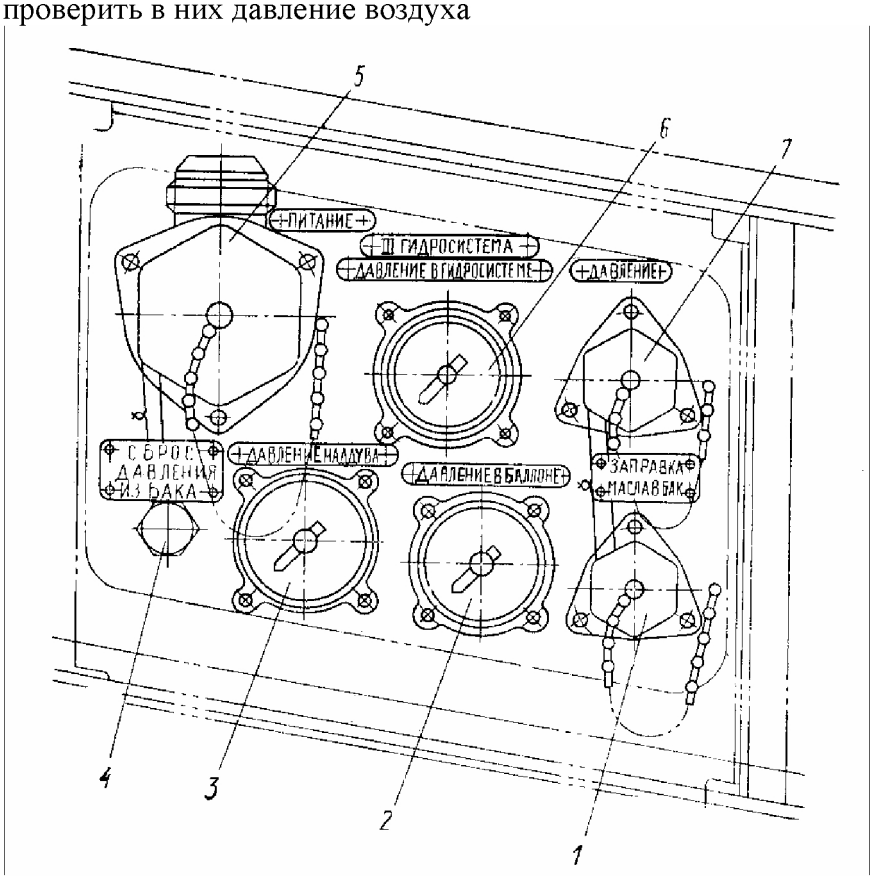


Рис. 5.26. Панель бортового обслуживания второй гидросистемы 5606.410: 1—манометр НТМ-400; 2—штуцер линии нагнетания; 3—запорный кран 219К; 4—зарядный клапан; 5—манометр МВ-30; 6—штуцер линии всасывания

На панели расположены:

— гидравлический манометр НТМ-400 для замера давления 1 жидкости во второй гидросистеме;

— штуцер 1882А-2-Т *2* для подключения линии нагнетания от наземного гидроагрегата;

— запорный кран 219К *3,* который предотвращает утечку воздуха из баллонов системы наддува при неисправных в линии обратных клапанах;

— штуцер 1882А-5-Т *6* для подключения линии всасывания от наземного гидроагрегата;

— воздушный манометр МВ-30 *5* для контроля за давлением воздуха в воздушном баллоне первой и второй гидросистем;

— зарядный клапан 3509с50 *4* для подключения аэродромного баллона.

Панель расположена по левому борту между шпангоутами №73—74.

Работа системы до потребителей второй гидросистемы. Создание и поддержание рабочего давления в гидросистеме возможно от гидронасоса *30* (см. рис. 5.8) при работающем втором двигателе, насосной станции НС-46 и от бортовой панели при подключении наземного гидроагрегата.

Кроме того, насосную станцию НС-46 можно подключить для создания давления жидкости в первой гидросистеме.

При работе второго двигателя жидкость из гидробака через разъемный клапан *28* поступает к гидронасосу *30.*

От гидронасоса через разъемный клапан *96* она направляется на зарядку гидроаккумулятора *32* и к кранам потребителей. При этом жидкость проходит обратный клапан *34,* заряжая гидроаккумулятор.

Одновременно жидкость дежурит у кранов потребителей: крана включения золотникового пульта *59,* крана аварийного выпуска шасси от второй гидросистемы *74,* крана включения гидроусилителей от второй гидросистемы *81,* привода управления закрылками *92.*

Пульсация давления жидкости за гидронасосом частично поглощается гасителем пульсаций *29.*

Из линии за гидронасосом идет постоянная утечка жидкости в гидробак через дроссель постоянного расхода *31,* обратный клапан *25,* холодильник *47,* фильтр *10* и обратный клапан *23.*

Максимальное количество жидкости проходит через дроссель постоянного расхода при давлении в системе 210 *кгс/см*^{2} и работе гидронасоса на режиме минимальной производительности. Если давление в системе начинает превышать 240 кгс/см^2, включается предохранительный клапан *39,* предотвращая дальнейший его рост.

При необходимости быстрого сброса давления открывают заторный кран *40,* который соединяет линию нагнетания с гидробаком.

При подключении наземного источника давления к штуцерам *3* и *5* на панели бортового обслуживания второй гидросистемы масло из гидробака через штуцер *3* поступает к наземной гидроустановке. От нее через штуцер 5, обратный клапан *23,* линейный фильтр *48* и обратный клапан *34* поступает на зарядку гидроаккумулятора *32,* а также к кранам потребителей.

Подача жидкости от насосной станции НС-46 ведется следующим образом. Масло из гидробака через разъемный клапан *45* поступает к НС-46, далее через разъемный клапан *97,* обратный клапан *41* оно поступает к линейному фильтру *48* для зарядки гидроаккумулятора и к кранам потребителей. После создания давления в гидросистеме, равного 210 *кгс/см*^{2}, насосная станция переходит на режим минимальной производительности, при котором вся жидкость от нее уходит в гидробак через дроссель постоянного расхода *31,* обратный клапан *25,* холодильник *47,* фильтр *10* и обратный клапан *23.*

Насосную станцию можно использовать для зарядки гидроаккумуляторов первой гидросистемы и поддержания в ней рабочего давления. Для этого необходимо на панели у бортинженера поставить переключатель под трафаретом «Кран подключения второй

гидросистемы на первую гидросистему» в положение «Включено». В этом случае масло после линейного фильтра, пройдя электромагнитный кран *42*, обратный клапан *41*, направляется в трубопроводы первой гидросистемы. Здесь оно проходит через фильтр *35*, обратный клапан *34* на зарядку гидроаккумулятора *32*. Кроме этого, жидкость направляется к кранам потребителей первой гидросистемы. Одновременно жидкость приводит в действие сигнализатор падения давления *36* и датчик дистанционного манометра *37*. Насосная станция включается в работу при отказе гидронасоса НП-89 или двигателя.

Контроль за давлением жидкости во второй гидросистеме ведется сигнализатором падения давления *36*. и тремя указателями, расположенными на панелях у бортинженера, бортового обслуживания второй гидросистемы, а также на верхнем электрощитке пилотов.

Контроль по указателю на панели бортового обслуживания можно вести при отсутствии электроэнергии на самолете.

5.4. СИСТЕМА ДО ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ТРЕТЬЕЙ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Система до потребителей третьей гидравлической системы (см. рис. 5.8) включает следующие агрегаты: гидробак 5602.100—*26*, четыре разъемных клапана *28*, *45*, *96*, *97*, гидронасос НП-89 *30*, два дросселя постоянного расхода НУ-5810-40М1 *31*, обратные клапаны *23*, *25*, *33*, *34*, *41*, холодильник 5601.070 *47*, сливной фильтр 5810.020 *10*, гаситель пульсаций 5803.040 *29*, линейный фильтр 8Д2.966.018-2 *48*, гидроаккумулятор 5803.030 *32*, сигнализатор падения давления МСТ-100 *36*, предохранительный клапан ГА-186М *39*, запорный кран 3730А-11Т *40*, электрический дистанционный манометр ДИМ2-240 *37*, заправочный фильтр 8Д2.966.015-2 *24*, насосную станцию НС-46 *46*, маслоотстойник 5606.410 *99*, дроссель *22* и панель бортового обслуживания 606.400 *21*.

Гидробак третьей гидросистемы 5602.100. Гидробак *26* (см. рис. 5.8) сварной конструкции, емкостью 36 литров хранит запас жидкости для питания третьей гидросистемы.

Верхнее днище бака имеет штуцер наддува *2* (рис. 5.27) и заливную горловину *3*. В горловине установлена фильтрующая сетка, которая закрывается герметической пробкой.

На нижнем днище бака расположены штуцеры питания *5*, слива 7 и сливной кран *6*. Через визуальный уровнемер 1 ведется контроль за количеством масла в баке. На баке расположен датчик *9* дистанционного уровнемера и штуцер *4* для установки приемника при контроле температуры масла.

Горизонтальная перегородка *8* выполняет те же функции, что и в баке для первой и второй гидросистем.

Гидробак расположен по правому борту на шпангоуте № 73.

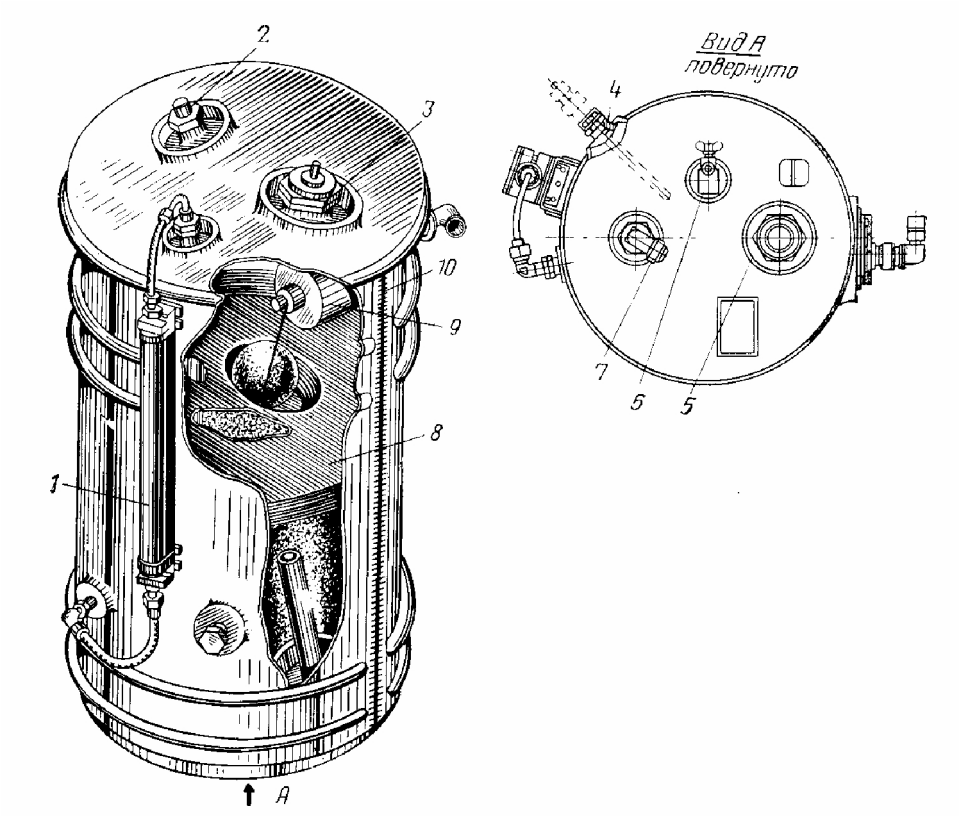


Рис. 5.27. Гидравлический бак третьей гидросистемы 5602. 100:
1—визуальный уровнемер; 2—штуцер наддува; 3—заливная горловина; 4—штуцер для установки термодатчика; 5—штуцер всасывания; 6— сливной кран; 7—штуцер слива; 8—перегородка; 9—датчик уровнемера; 10—корпус

Панель бортового обслуживания третьей гидросистемы 5606.400 (рис. 5.28) служит для подключения наземного гидроагрегата в третью гидросистему.

Через бортовую панель можно заправлять гидробак третьей гидросистемы жидкостью, сбрасывать давление воздуха из гидробака и воздушного баллона.

На панели расположены:

штуцер 1923А-1-Т *1* для заправки жидкости в гидробак.

воздушный манометр МВ-30 *2* для контроля за давлением воздуха в воздушном баллоне третьей гидросистемы;

воздушный манометр МВ-10М *3* для замера давления наддува в гидробаке третьей гидросистемы;

клапан 3501с51 *4* для сброса наддува в третьей гидросистеме;

штуцер 1882А-2-Т 7 для подключения линии нагнетания от наземного гидроагрегата;

гидравлический манометр НТМ-400 *6* для замера давления жидкости в третьей гидросистеме при выключенном электропитании самолета;

штуцер 1882А-5-Т *5* для подключения линии всасывания от наземного гидроагрегата.

Панель расположена по правому борту между шпангоутами № 73—74.

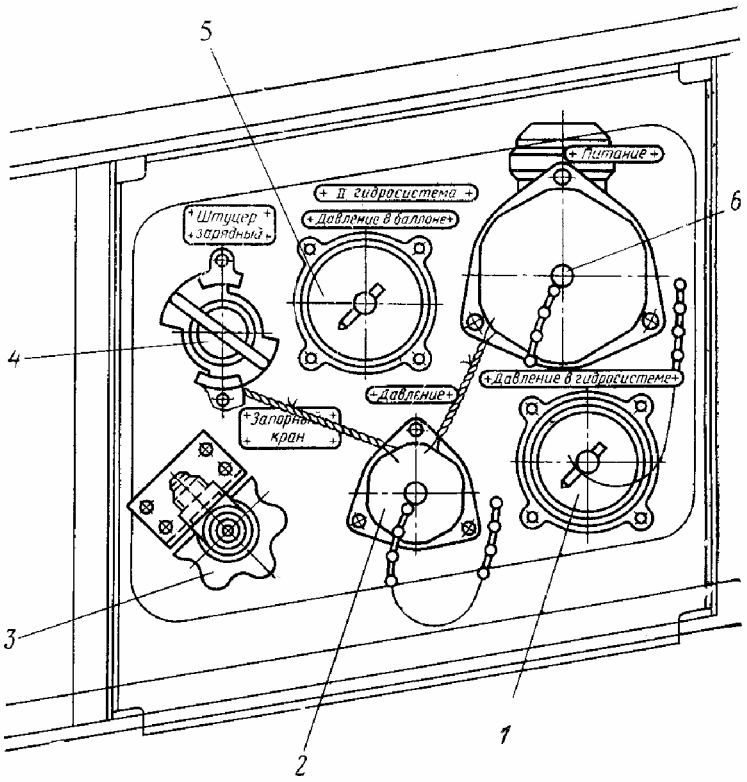


Рис. 5.28. Панель бортового обслуживания третьей гидросистемы 5606.400: 1—штуцер заправки гидробака; 2—манометр МВ-30; 3—манометр МВ-10М; 4—клапан сброса наддува; 5—штуцер линии всасывания; б—манометр НТМ-400; 7—штуцер линии нагнетания

Работа системы до потребителей третьей гидросистемы. Рабочее давление в третьей гидросистеме создается насосом НП-89 при работающем третьем двигателе. В случае отказа двигателя или насоса давление можно создать от насосной станции НС-46 путем ее включения переключателем на панели бортинженера под трафаретом «Насосная станция третьей гидросистемы». Кроме этого, на стоянке самолета давление можно создать подключением к панели бортового обслуживания наземного гидроагрегата.

При работе третьего двигателя жидкость из гидробака через разъемный клапан поступает к гидронасосу. Колебания давлений жидкости, вызванные работой насоса, снимаются гасителем пульсаций, расположенным в линии за насосом.

После насоса жидкость, проходя разъемный клапан *96* (см. рис. 5.8), обратный клапан *33,* фильтр *48,* обратный клапан *34,* заряжает гидроаккумулятор *32.*

Одновременно с этим жидкость поступает к крану аварийного (дублирующего) выпуска шасси *65* и к крану включения гидроусилителей от третьей гидросистемы *82.*

При работе насоса НП-89 часть жидкости сливается в гидробак через дроссель постоянного расхода *31,* обратный клапан *25,* холодильник *47,* сливной фильтр *10* и обратный клапан *23.* Максимальная утечка жидкости через эти агрегаты возможна при работе насоса на режиме минимальной, производительности и давлении *в* системе, равном 210 кгс/см^2; при давлении выше 210 кгс/см^2 вступает в работу предохранительный клапан *39,* предотвращая дальнейший рост давления жидкости. Жидкость, пройдя предохранительный клапан, сливной фильтр *10* и обратный Клапан *23,* сливается в бак гидросистемы.

Для быстрого понижения давления в системе без включения потребителей открывается запорный кран *40,* в результате чего жидкость описанным выше образом сливается в гидробак.

Контроль за давлением в системе ведется тремя способами:

а) с помощью манометра, расположенного на панели бортового обслуживания; жидкость к манометру поступает через дроссель *22*. При проверке не требуется наличия электроэнергии на самолете;

б) с помощью сигнализатора падения давления МСТ-100, который замыкает цепь красных ламп при падении давления ниже 100 кгс/см^2, сигнализация одной из цепей расположена на верхнем электрощитке пилотов, другая — на панели гидросистемы у бортинженера;

в) с помощью датчиков дистанционных манометров ДИМ2-240 и указателей УМ1-240, расположенных рядом с красными лампами на панелях пилотов и бортинженера.

При отказе двигателя или насоса, расположенного на нем, давление в системе создается с помощью насосной станции. Включение насосной станции осуществляется переключателем, расположенным на панели гидросистемы у бортинженера под трафаретом «Насосная станция третьей гидросистемы».

Кроме выполнения вышеописанных операций, насосная станция используется на земле для обслуживания третьей гидросистемы при неработающем двигателе.

Проверку работы третьей гидросистемы на земле можно производить от наземного гидроагрегата путем его подключения к штуцерам *3* и *5* панели бортового обслуживания. Наземный агрегат должен иметь производительность 55 л/мин.

Штуцер *4* на панели бортового обслуживания можно использовать для заправки гидробака жидкостью закрытым способом, В этом случае жидкость будет поступать в гидробак через заправочный фильтр *24* и обратный клапан *25*.

5.5. ГИДРОСИСТЕМА ОСНОВНОГО ТОРМОЖЕНИЯ КОЛЕС ШАССИ

Гидросистема основного торможения колес обеспечивает затормаживание колес при посадке и рулении самолета по аэродрому. Затормаживать колеса возможно при наличии рабочего давления в первой гидросистеме, а при отказе ее насосов подачей жидкости от второй гидросистемы. Систему основного торможения можно использовать при постановке самолета на стояночный тормоз.

Затормаживать колеса могут как левый, так и правый пиот. Для этого у каждого пилота установлено по два тормозных клапана. Жидкость для затормаживания колес одной тележки поступает от одного тормозного клапана. При управлении тормозами

колес правым пилотом жидкость от соответствующих тормозных клапанов направляется в тормозную магистраль через клапаны левого пилота.

Если управление тормозами производит левый пилот, то подача жидкости от клапанов правого пилота отключается.

Таким образом, преимущество в затормаживании колес отдано первому пилоту, вследствие чего он может исправить ошибки, допущенные вторым пилотом при управлении тормозами колес.

Система основного торможения колес выполнена по однопроводной схеме, т. е. затормаживание и растормаживание колес идет по единой линии.

В систему основного торможения колес (см. рис. 5.8) входят следующие агрегаты: четыре тормозных ' клапана УГ-92/2 *49,* шесть сдвоенных модуляторов УГ-121 *54,* двенадцать антиюзовых автоматов УА-51А *57,* двенадцать челночных клапанов УГ-128 *55,* обратные клапаны *33, 41, 58,* два дистанционных манометра ДИМ-150 *50.*

Тормозной клапан УГ-92/2 обеспечивает подачу жидкости в линию тормозов под редуцированным давлением. Клапан может менять давление в линии тормозов от 0 до 130 кгс/см^2. Величина редуцированного давления прямо пропорциональна ходу гильзы клапана или усилию, приложенному к педали. Тормозной клапан (рис. 5.29) имеет следующие основные детали: корпус *4,* стакан *1,* пружину *2,* толкатель *3,* клапан 5, золотник *7,* демпфер *8.*

Корпус имеет три штуцера: один из них отводит жидкость к тормозам колес, второй — соединяет клапан с гидробаком, к третьему подходит жидкость от гидроаккумулятора.

В растороженном положении тормозная магистраль сообщена с гидробаком, а линия от гидроаккумулятора заперта. Такое положение деталей исключает затормаживание колес при негерметичности золотника или повышении тепловых расширениях жидкости в линии тормозов.

Во время торможения гильза, редукционная пружина, толкатель и клапан опускаются вниз. Клапан отключает линию слива, после чего начинает двигаться вниз золотник. Через щель, образовавшуюся между золотником и седлом, жидкость устремляется в линию тормозов. По мере поступления жидкости давление в линии тормозов, а следовательно, под золотником и клапаном начинает расти. Усилие от этого давления заставляет золотник, клапан и толкатель двигаться вверх. При этом происходит сжатие редукционной пружины. Как только золотник сядет на седло, повышение давления в линии тормозов прекращается, и колеса будут тормозиться с постоянным тормозным моментом.

При снятии усилия с гильзы редукционная пружина разожмется, при этом толкатель и клапан поднимутся вверх. Клапан откроет слив жидкости из линии тормозов и произойдет растормаживание колес.

Начало торможения колес должно происходить при давлении не выше 20 кгс/см^2. Демпфер обеспечивает плавность затормаживания колес при любой скорости приложения усилий к гильзе. Демпфер представляет собой цилиндрическую деталь с калиброванным отверстием. Золотник не имеет возможности быстро двигаться вниз, так как жидкость из-под него выходит через калиброванное отверстие, обладающее большим сопротивлением.

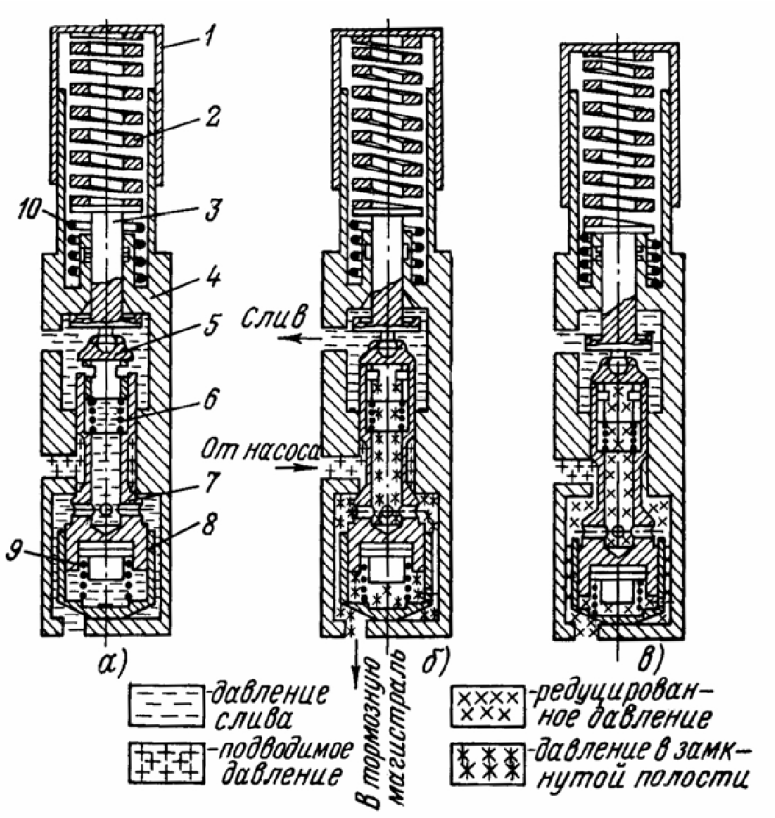


Рис. 5.29. Тормозной клапан УГ-92/2:
а—тормозная магистраль сообщена со сливом; б—тормозная магистраль замкнута; в—подача жидкости в магистраль; 1—стакана; 2, 6, 9—пружины; 3—толкатель; 4—корпус; 5—клапан; 7—золотник; 8—демпфер

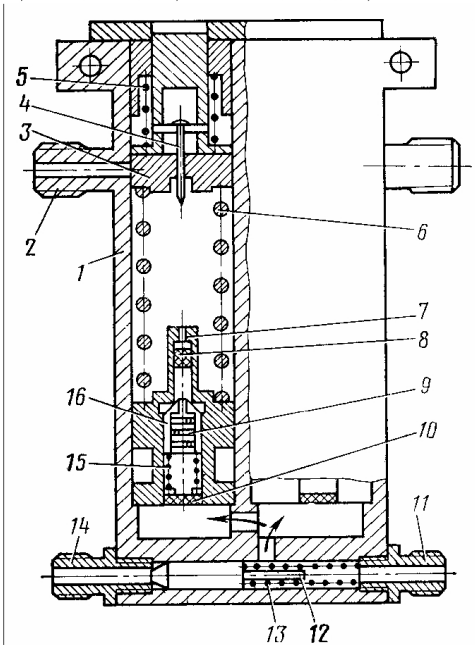


Рис. 5.30. Сдвоенный модулятор УГ-121:
1—корпус; 2—линия торможения колеса; 3—плунжер; 4—игла; 5, 6, 13, 15—пружины; 7—золотник; 8, 10—фильтры; 9—дроссельные шайбы; 11—линия основного торможения; 12—челнок; 14—линия аварийного торможения; 16—клапан

Обратный клапан обеспечивает быстрое возвращение золотника вверх, а следовательно, и быстрое растормаживание колес. При движении вверх золотник открывается, исключая образование под ним «вакуума».

Между качалкой тормоза *11* (см. рис. 3.20) и гильзой тормозного клапана *8* имеется зазор, равный 2 мм. Благодаря такому зазору начало торможения соответствует 2/5 полного хода педалей. Этот зазор можно изменить регулировкой упора *14.*

На самолете установлено четыре тормозных клапана, которые попарно расположены на пультах ножного управления самолетом.

Сдвоенный модулятор УГ-121 обеспечивает плавное затормаживание колес, а также отключает расположенный за ним разрушенный участок магистрали. Кроме этого, модулятор повышает эффективность системы аварийного торможения, пропуская жидкость для затормаживания колес при разрушении одной из линий системы.

Сдвоенный модулятор (рис. 5.30) состоит из корпуса *1*, плунжера *3,* золотника *7,* пружины *6,* дросселя *9,* фильтров 8, *10* иглы *4* и челнока *12.* Корпус имеет четыре штуцера: к одном} подводится жидкость от тормозных клапанов *11,* два других отводят ее к тормозам колес *2,* четвертый — подводит жидкость на затормаживание колес от аварийной системы торможения *14.*

В исходном положении челнок отключает магистраль аварийного торможения, при этом золотник опущен вниз. Жидкость для торможения колес проходит через дроссель к тормозным устройствам. Давление на выходе из модулятора за счет гидравлического сопротивления дросселя повышается плавно. Одновременно из-за перепада давлений золотник поднимается вверх, однако он не доходит до иглы, так как предварительно выравняется давление жидкости до и после золотника.

При равенстве давлений тормозной момент остается постоянным, а золотник под действием пружины опускается вниз.

Во время растормаживания колес давление жидкости под золотником падает, при этом жидкость, поступая из тормозных устройств, открывает клапан *16,* сливаясь в гидробак.

Повышения давления жидкости над золотником в случае разрушения трубопровода за модулятором не будет. Под действием перепада давлений золотник поднимается вверх до упора в иглу, прекращая потерю жидкости.

Таким образом, модулятор, отключив неисправный участок линии торможения, сохранит тормозной момент на других ко лесах. Отключение неисправного участка происходит при прохождении через модулятор жидкости объемом не более 100 $см^3$.

К четвертому штуцеру жидкость подается из системы аварийного торможения, при неисправности первой ее линии. В этом случае жидкость перемещает челнок вправо, отключая линию основного торможения.

В последующем модулятор работает также, как и при основном торможении.

Случай аварийного растормаживания предусматривает слив жидкости из тормозных устройств в гидробак через линию основного торможения.

На самолете установлено шесть сдвоенных модуляторов, которые расположены на рамах тележек главных ног шасси.

Антиюзовый автомат УА-51А предназначен для предотвращения юза колеса. Автомат осуществляет растормаживание колеса в момент, предшествующий началу возникновения юза при угловом замедлении приводного валика автомата, превышающем допустимую величину.

Антиюзовый автомат работает в пределах от начала посадочной скорости до скорости пробега, равной 30 *км/ч.*

Антиюзовый автомат (рис. 5.31) состоит из трех узлов: инерционного, рычажного и распределительного.

Через инерционный узел проходит валик, вращающийся на двух подшипниках качения. На одном конце валика расположена шестерня для соединения с шестерней барабана колеса, в про-. резь второго конца валика вставлен толкатель *2.* На валик надета втулка *3* с винтовыми прорезями. Втулка через фрикционные колодочки *4* соединяется с маховиком *5.*

Рычажный узел на концах имеет валик с двумя рычагами. На один рычаг нажимает толкатель инерционного узла, в то же время второй рычаг приводит в действие коромысло *6* распределительного узла. Пружина при отсутствии тенденции колеса к юзу удерживает валик в исходном положении. В корпусе рычажного узла расположено гнездо для проверки исправности автомата при техническом обслуживании. Рычажный механизм служит для передачи усилий от толкателя инерционного узла на коромысло.

Распределительный узел имеет три штуцера с трафаретами «Впуск», «Слив», «Тормоз». В штуцере «Тормоз» установлен фильтр, коромысло с двумя игольчатыми клапанами и седлами клапанов. В каждом седле установлена фильтрующая сетка *8*.

В исходном положении игольчатый клапан линии слива закрыт, а линии впуска — открыт. При нажатии на тормозную педаль жидкость свободно проходит от штуцера «Впуск» к штуцеру «Тормоз», в результате чего происходит затормаживание колеса. Во время растормаживания колеса жидкость сливается через антиюзовый автомат в обратном порядке.

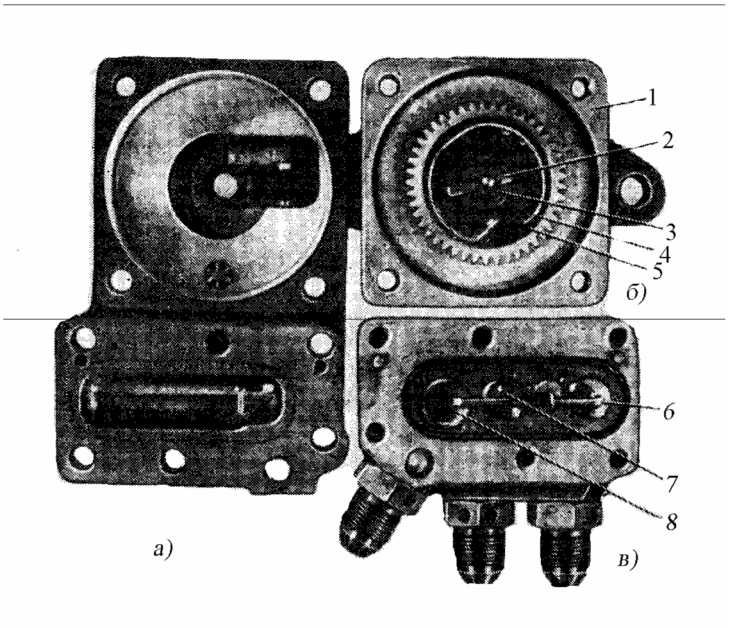


Рис. 5.31. Антиюзовый автомат УА-51А:
а—рычажный узел; б—инерционный узел; в—распределительный узел; 1—корпус; 2—толкатель; 3—втулка; 4—фрикционная колодка; 5—маховик; 6—коромысло, 7—клапан; 8—фильтр

При раскрутке колеса валик через перья толкателя передает вращательное движение на фрикцион и маховик. Равномерное вращение маховика не вызывает срабатывания рычажного и распределительного механизмов, оба механизма находятся в исходном положении. Подведенное давление жидкости начинает затормаживать колесо с некоторым угловым замедлением. При определенном замедлении валика маховик - становится ведущим элементом и через винтовые прорези втулки перемещает толкатель вдоль оси валика.

Толкатель через рычажный узел приводит в действие коромысло. Последнее, поворачиваясь с помощью игольчатых клапанов, закрывает линию впуска и соединяет линию тормозов со сливом, при этом происходит растормаживание колеса. Тормозной момент данного колеса уменьшается, и оно вновь начинает вращаться с положительным ускорением. При раскрутке колеса маховик перестанет быть ведущим элементом, и толкатель под действием пружины возвращается в исходное положение. Одновременно в это положение возвращается и клапанный механизм, обеспечивая подачу жидкости в тормоз колеса.

Процесс растормаживания и затормаживания колеса будет происходить до тех пор, пока момент сил сцепления колеса с грунтом не превысит тормозной момент.

На корпусе автомата имеется стрелка, которая показывает направление вращения валика.

Исправность антиюзового автомата можно проверить в наземных условиях. Для этого необходимо вставить рукоятку в отверстие автомата. Затем производится затормаживание колес с помощью стояночного тормоза, после чего поворачивается ручка в направлении, противоположном указанному стрелкой на корпусе. Давление жидкости в тормозных устройствах должно резко упасть до нуля. Если давление не падает—агрегат неисправен.

На самолете установлено двенадцать антиюзовых автоматов, все они крепятся на тормозных устройствах колес.

Челночный клапан УГ-128 отключает линию аварийного торможения при работе системы основного торможения и наоборот. Отключение одной линии во время работы другой исключает утечки жидкости из последней, а следовательно, обеспечивает нормальную работу последней линии. Челночный клапан (рис. 5.32) состоит из корпуса *8*, Клапанов *10*, челноков *1*, гильзы *9*, седел *3*, *7*, шарнира 11 и поршня *5* с пружиной *4*. Челнок фиксируется в крайних положениях ломающихся шарниром 11 поджатым пружиной *4*. Корпус имеет два штуцера для подвода жидкости от основной или аварийной системы торможения и один для отвода жидкости в тормозное устройство колеса.

При подаче жидкости от основной системы она свободно проходит через отверстия гильзы в тормозное устройство колеса. Левый штуцер в этом случае будет перекрыт прижатым к седлу клапаном *10*. При нарушении работы основной системы торможения жидкость, поступая через левый штуцер из аварийной системы, будет перемещать клапаны с челноками в правое положение. В этом случае сначала правый челнок перекроет отверстие в гильзе, а затем левый челнок откроет доступ жидкости в тормоз колеса.

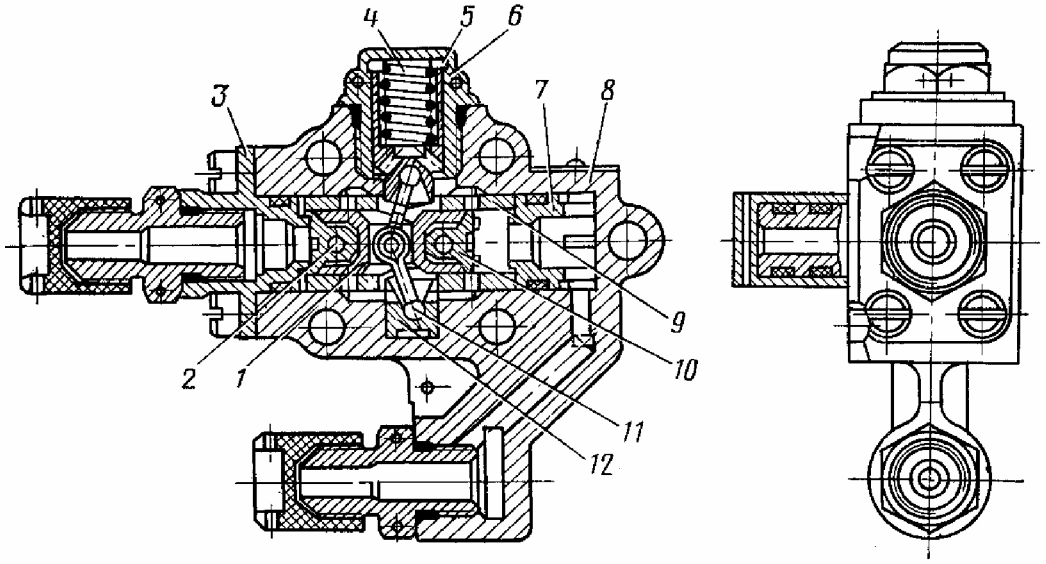


Рис. 5.32. Челночный клапан УГ-128:
1—челнок; 2—ось; 3, 7—седла; 4—пружина 5—поршень; 6—направляющая; 8— корпус; 9—гильза; 10—клапан; 11—шарнир; 12—подпятник

На самолете установлено двенадцать челночных клапанов. Все они крепятся на блоках тормозных устройств колес.

Обратный клапан ОК8А (см. рис. 5.8) *41*, расположенный перед клапанами левого пилота, исключает возможность снятия самолета со стояночного тормоза при падении давления в гидроаккумуляторе.

Клапан расположен в линии у пульта ножного управления левого пилота.

Обратный клапан *33,* установленный в линии слива за тормозными клапанами, исключает самопроизвольное затормаживание колес при высоком давлении жидкости в линии слива.

Дистанционный манометр ДИМ-150 служит для контроля за давлением жидкости в линиях левой и правой тележек при основном торможении колес.

В комплект манометра входят два датчика ИД-150 *50* (см. рис. 5.8) и два указателя УИ1-150. Оба датчика установлены под полом кабины экипажа на шпангоуте № 7 по левому борту. Указатели расположены на верхнем электрощитке пилотов под трафаретом «тормоза колес левый, правый».

Для работы манометров необходимо на шине аварийного питания в РК БСУ включить два автомата защиты под трафаретом «манометры гидросистемы». При отказе основной системы питания эта шина получает энергию от преобразователя ПТ-200Ц, работающего от аккумуляторов.

Работа системы основного торможения колес. Во время работы первой гидросистемы (см. рис. 5.8) жидкость находится у всех тормозных клапанов под давлением 210 кгс/см^2. При нажатии на тормозную педаль клапан *49* пропускает жидкость в линию тормозов под редуцированным давлением от 0 до 110±5 *кгс/см*^{2}. Давление жидкости за тормозными клапанами измеряется дистанционным манометром *50.* После тормозного клапана жидкость, проходя сдвоенные модуляторы *54,* антиюзовые автоматы *57,* челночные клапаны *55,* поступает в тормозные устройства затормаживания колеса. Нажатие одной тормозной педали обеспечивает затормаживание шести колес одной тележки. Вторая педаль управляет торможением колес другой тележки.

Во время растормаживания жидкость обратным путем сливается в гидробак.

В линии слива за тормозными клапанами правого пилота установлен обратный клапан *33.* Он исключает самопроизвольное затормаживание колес при повышенном давлении в сливной линии и при отпущенных тормозных педалях.

Используя систему основного торможения, летчик регулирует, силу тормозного момента за счет изменения усилий на тормозных педалях. Если эти усилия равны 50±5 *кгс*, то давление в тормозных устройствах колес будет равно 110±5 *кгс/см*^{2}.

Во время торможения колеса могут проскальзывать относительно ВПП. Такой вариант работы называется- «юз» колес. «Юз» колес опасен следующими последствиями: увеличением длины посадочной дистанции, что может привести к выкатыванию самолета с ВПП и его поломку, а также резким уменьшением сроков службы резины колес. Кроме этого, при юзе после разрушения резины колес возможны поломки элементов в конструкции тележки.

Когда возникает юз колеса, срабатывает антиюзовый автомат, который отключает линию высокого давления, и сообщает тормозное устройство колеса с линией слива. Антиюзовый автомат срабатывает при резком замедлении вращения соответствующего колеса. При этом жидкость из тормозного устройства через челночный клапан *55,* антиюзовый автомат *57,* обратный клапан *58,* переключатель *52,* обратный клапан *41* будет сливаться в гидробак. Давление в тормозном устройстве падает, и юз колеса прекращается. После этого антиюзовый автомат отключает линию слива и вновь подает жидкость в тормозные устройства из линии нагнетания.

Антиюзовый автомат устанавливается на каждое колесо, по этому, если возникает юз колеса, автомат, срабатывая, растормаживает его, независимо от остальных колес.

Систему основного торможения колес можно использовать для постановки самолета на стояночный тормоз. Эту операцию выполняет левый пилот, так как механизм постановки самолета на стояночный тормоз имеется только на левом пульте ножного управления. Этот механизм удерживает длительное время в обжатом состоянии тормозные клапаны левого пилота.

Механизм включает в себя (см. рис. 3.20) кнопку *1,* тяги *10. 13,* рычаги *11, 15,* скобу *7,* пружину *4* и трехплечую качалку *9.* Для постановки на стояночный тормоз

необходимо нажать на носки обеих педалей, вытянуть кнопку на себя, после снять усилие с педалей и отпустить кнопку. Трёхплечая качалка, повернувшись, зайдет в прорезь скобы, которая будет удерживать тормозной клапан в обжатом состоянии.

Давление жидкости в тормозных устройствах будет равно 120^{+10} *кгс/см*^{2}.

Растормаживание колес происходит при нажатии на педали и снятии с них усилий. Между скобой и рычагом трехплечей качалки образуется зазор, и пружина *4* вернет механизм стояночного торможения в исходное положение. Третий рычаг качалки *9* при основном торможении ограничивает ход стакана тормозного клапана, а следовательно, и максимальное давление жидкости в стакане.

Установка обратного клапана *41* (см. рис. 5.8) перед тормозными клапанами первого пилота обеспечивает сохранение заторможенного положения колес на стоянке самолета при падении давления в гидроаккумуляторе *32*.

5.6. ГИДРОСИСТЕМА АВАРИЙНОГО ТОРМОЖЕНИЯ КОЛЕС ШАССИ

Системой аварийного торможения колес пользуются при отказе основной системы торможения или неэффективной ее работе.

Запас рабочей жидкости, необходимый для торможения колес, находится в гидроаккумуляторе *32* аварийного торможения (см. рис. 5.8). Зарядка гидроаккумулятора может производится как от первой, так и от второй гидросистем.

В систему аварийного торможения входят следующие агрегаты: электромагнитный кран ГА-184У *43*, обратные клапаны *25*, *41*, *58*, гидроаккумулятор 5803.030 *32*, сигнализатор падения давления ЭС-200 *44*, электрический дистанционный манометр ИД2-240 *37*, предохранительный клапан НУ-5804-0 *38*, клапан аварийного торможения УГ-100А *51*, дозатор ГА-172-00-21Т *53*, переключатель УГ-114 *52*, челночный клапан УГ-128 *55*.

Электромагнитный кран ГА-184У пропускает жидкость для зарядки гидроаккумулятора аварийного торможения колес. После зарядки кран отключает аварийную линию от системы до потребителей. Этим самым исключается утечка жидкости из гидроаккумулятора при неисправности обратного клапана *25* (см. рис. 5.8), расположенного за краном.

Электромагнитный кран (рис. 5.33) состоит из корпуса *1*, электромагнита *3*, якоря *2*, клапана *4*, поршня 6 с пружиной *5* и золотника *7*.

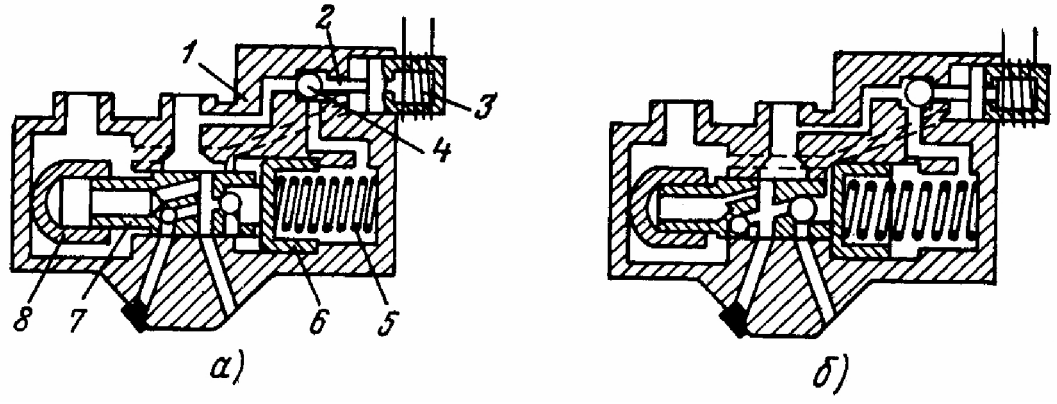


Рис. 5.33. Электромагнитный клапан ГА-184У:
а— электромагнит выключен;б—электромагнит выключен; 1—корпус; 2—якорь; 3—электромагнит; 4—клапан; 5—пружина; 6—поршень; 7—золотник; 8—гильза

Корпус имеет четыре штуцера: к одному подводится жидкость от гидронасосов НП-89, рядом с ним расположен штуцер слива, третий отводит жидкость на зарядку гидроаккумулятора, четвертый заглушён.

Золотник крана имеет два положения, одно на зарядку гидроаккумулятора, второе — выключенное. При подаче тока на электромагнит клапан сообщает полость под поршнем со сливом, золотник перемещается вправо, пропуская жидкость на зарядку гидроаккумулятора.

При выключенном электромагните жидкость поступает под поршень и золотник и, перемещаясь влево, перекроет поступление жидкости к гидроаккумулятору.

Режим работы электромагнита длительный. Кран управляется от кнопки КПР, расположенной на панели у бортинженера под трафаретом «Зарядка аккумулятора». При нажатии кнопки происходит включение крана гидроаккумулятора. Кнопку держать до тех пор, пока давление по манометру «Аварийное торможение» не достигнет 210 *кгс/см*^{2}.

Для подготовки цепи управления краном необходимо включить автомат защиты на правой панели под трафаретом «Аварийный аккумулятор».

Расположен кран на панели агрегатов зарядки аварийного гидроаккумулятора у шпангоута № 15 на левой стенке отсека передней ноги.

Обратный клапан ОК6А *25* (см. рис. 5.8) исключает разрядку гидроаккумулятора аварийного торможения в случае неисправности электромагнитного крана ГА-184У. Клапан расположен **на** панели агрегатов зарядки аварийного гидроаккумулятора.

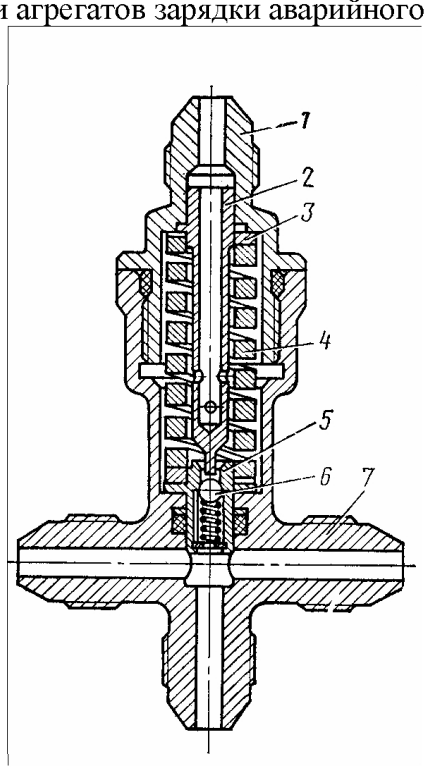


Рис. 5.34. Предохранительный клапан НУ5804-0:
1—штуцер; 2—толкатель; 3—прокладка; 4—пружина; 5—плунжер; 6—шарик; 7—корпус

Обратный клапан *58* исключает подачу жидкости к антиюзовому автомату через линию слива при аварийном торможении колес. Такая подача жидкости могла бы привести к отказу или неэффективной работе системы аварийного торможения колес.

На самолете установлено шесть обратных клапанов 4108.040. Они расположены по три на тележках главных ног шасси.

Сигнализатор падения давления ЭС-200 *44* (см. рис. **5.8)** обеспечивает включение красной лампочки при понижении давления в системе ниже 190+10 *кгс/см*^{2}. Загорание коасной лампочки служит сигналом бортинженеру о включении электромагнитного крана на зарядку гидроаккумулятора аварийного торможения.

Сигнализатор падения давления установлен в панели агрегатов зарядки аварийного гидроаккумулятора. Две красные лампы, сигнализирующие о падении давления, расположены на верхнем электрощитке пилотов и панели у бортинженера.

Для работы системы сигнализации необходимо включить автомат защиты на правой панели АЗС под трафаретом «Сигнализация давления».

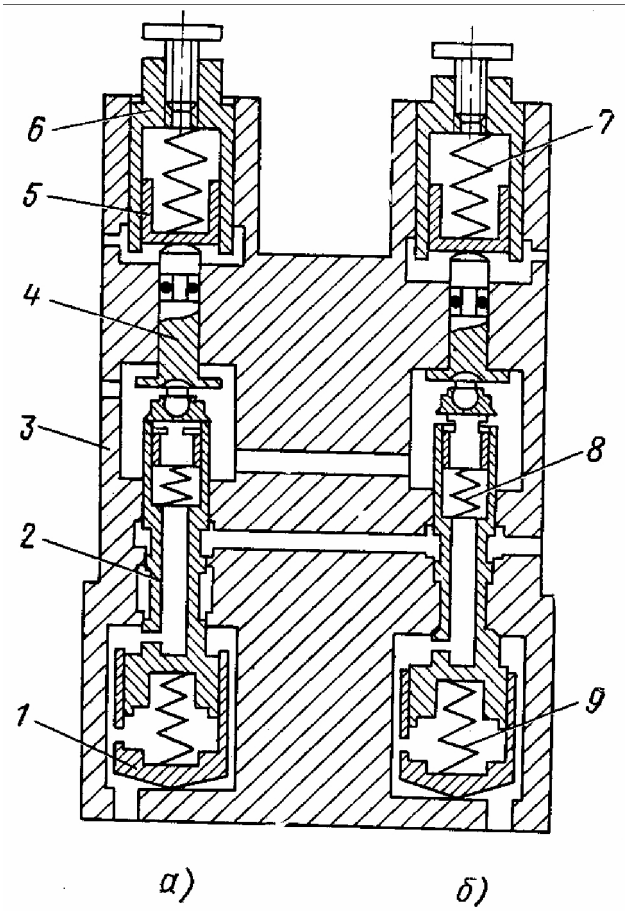


Рис. 5.35. Редукционный клапан УГ-100А:
а—колеса заторможены; б—колеса расторможены; 1—демпфер; 2—золотник; 3—корпус; 4—плунжер; 5—стакан; 6—шток; 7, 8, 9—пружины

Предохранительный клапан НУ5804-0 (рис. 5.34) защищает систему аварийного торможения от повышения давления свыше 270 кгс/см^2.

Клапан состоит из корпуса *7*, толкателя *2*, плунжера 5, пружины *4* и шарика *6* с пружиной. Агрегат имеет четыре штуцера: три нижних имеют высокое давление, верхний соединен с гидробаком.

При повышении давления плунжер поднимается вверх, шарик клапана открывается толкателем и через образовавшуюся щель жидкость уходит на слив.

Клапан открывается при давлении 270 кгс/см^2, закрытие происходит при давлении не ниже 240 кгс/см^2. Повышение давления жидкости возможно при температурных расширениях.

Клапан расположен в панели агрегатов зарядки аварийного гидроаккумулятора.

Редукционный клапан УГ-100А (рис. 5.35) направляет жидкость из корпуса *3*, штока *6*, стакана *5*, плунжера *4*, золотника *2*, демпфера *1* и пружин *7, 8,9*.

Корпус имеет четыре штуцера: два нижних направляют жидкость в тормоза колес, а один боковой соединен с гидроаккумулятором, второй — с гидробаком.

В исходном положении все детали агрегата подняты вверх и тормозные магистрали сообщены с гидробаком, колеса расторможены.

При затормаживании колес под действием усилия шток опускается вниз. Вместе с ним движутся вниз редукционная пружина *7*, плунжер *4* и золотник *2*. Сначала плунжер отключает линию слива, а затем золотник открывает подачу жидкости к тормозам. По

мере роста давления жидкости в линии тормозов золотник и плунжер начинают двигаться вверх, сжимая редукционную пружину.

При установке золотника на седло корпуса в линии тормозов жидкость будет заперта под редуцированным давлением. Колеса тормозятся с постоянным тормозным моментом.

После снятия усилия со штока плунжер отходит от золотника, сообщая линию тормозов с гидробаком. Давление в линии тормозов падает, происходит растормаживание колес.

Величина давления за редукционным клапаном зависит от величины усилия, приложенного к штоку. Демпфер имеет калиброванное отверстие, пропускающее жидкость с большим сопротивлением при движении золотника вниз. За счет сопротивления обеспечивается плавность затормаживания колес при любой скорости прикладывания усилия к штоку.

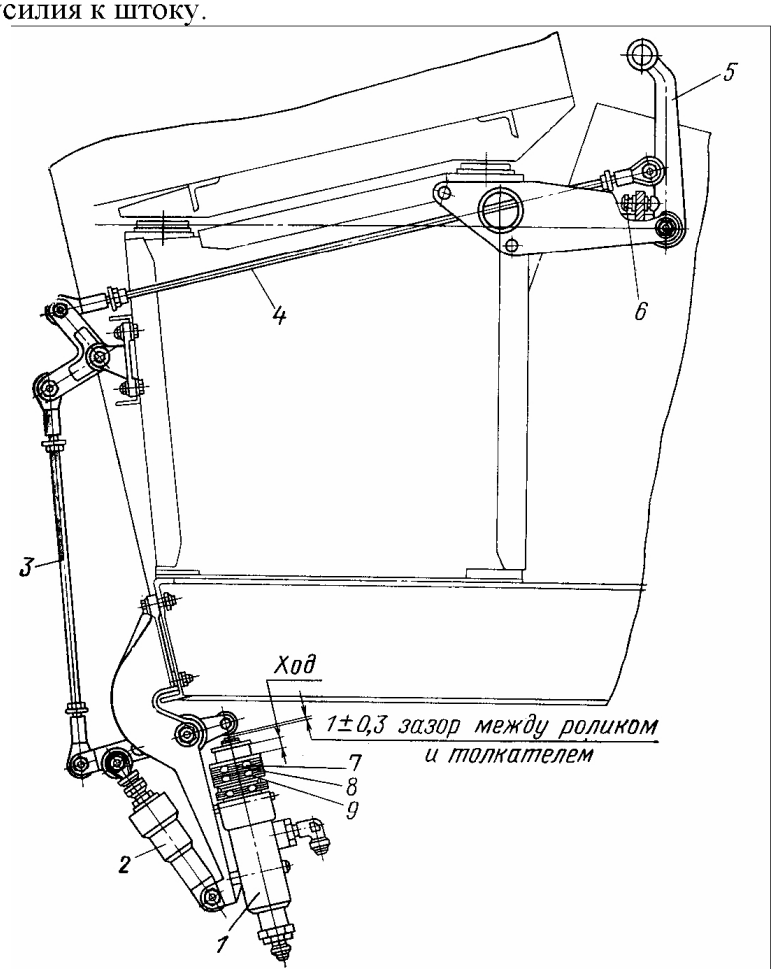


Рис. 5.36. Управление редукционным клапаном УГ-100А:
1—редукционный клапан; 2—пружинный загружатель; 3 4—тяги; 5—ручка; 6—упор

Приводится в действие система аварийного торможения от двух ручек, расположенных на центральном пульте. Для затормаживания колес ручки берут плавно на себя; каждая из ручек затормаживает одну тележку. При растормаживании колес ручки отпускаются. Головки ручек имеют трафарет «Тормоза аварийные».

Во время торможения во избежание износа покрышек сначала следует обжать ручки не более, чем на 2/3 хода. В этот момент подключается пружинный загружатель *2* (рис. 5.36) ручек. Сигналом о подключении пружинного загружателя служит возрастание усилий на ручках, и давление жидкости по манометрам должно быть 55±5 кгс/см^2. Затем по мере уменьшения посадочной скорости необходимо плавно увеличить обжатие ручек до полного. В этом случае ручка упирается в упор *6,* расположенный передней.

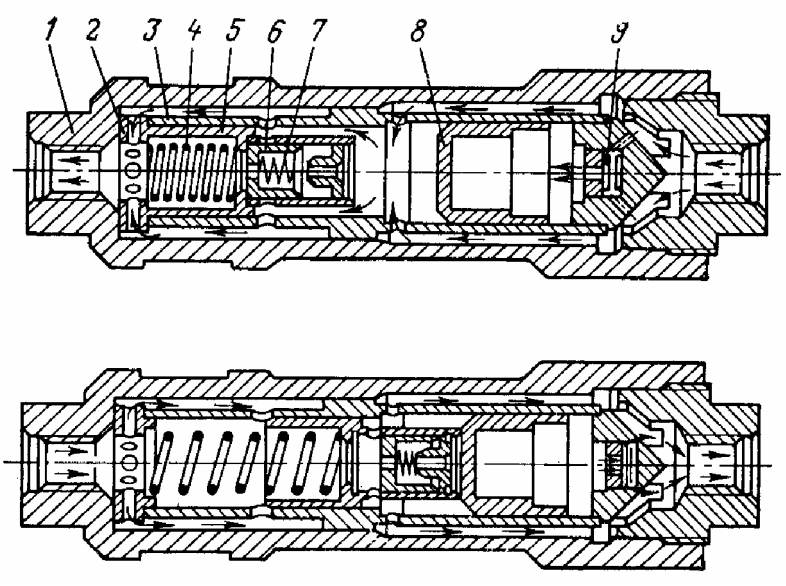


Рис. 5.37. Дозатор ГА-172-00-2Т:
1—корпус; 2—упор; 3—гильза; 4, 7—пружины; 5—золотник; 6— обратный клапан; 8—дозирующий клапан; 9—диафрагма

Пружинный загружатель повышает чувствительность управления системой аварийного торможения колес. Он создает искусственную нагрузку на ручки управления при взятии их на себя во время затормаживания колес.

В загружателе расположены две пружины. Сначала работает слабая пружина, после 2/3 хода вступает в работу основная.

Регулировкой длины тяг *3, 4,* а также упора *6* устанавливают эксплуатационный зазор между роликом и штоком редукционного клапана. Зазор должен быть 1±0,3 *мм* (при этом длина пружинного загружателя в свободном состоянии должна быть 162+4 *мм*).

Загружатели должны иметь запас хода не менее 1,5 *мм* при крайних положениях рукояток аварийного торможения.

Разность давлений жидкости в тормозных устройствах правой и левой тележек не должна превышать 10 *кгс/см*^{2} при одинаковом положении рукояток на всем диапазоне управления.

Клапан и загружатель расположены под полом кабины пилотов на шпангоуте № 4.

Дозатор ГА-172-00-2/Т (рис. 5.37) обеспечивает отключение разрушенного участка магистрали, расположенного за ним.

В этом случае предотвращается потеря жидкости, а следовательно, обеспечивается торможение колес с исправной магистралью.

Дозатор состоит из корпуса *1,* гильзы *3,* дозирующего клапана *8,* диафрагмы *9,* золотника *5* и обратного клапана *6.*

Корпус имеет два штуцера входа и выхода жидкости. В исходном положении все детали сдвинуты вправо, линия тормозов сообщена со сливом в гидробак.

Во время торможения жидкость проходит через диафрагму и смещает дозирующий клапан влево. Одновременно жидкость, смещая золотник, проходит к тормозам колес. По мере возрастания давления перед дозирующим клапаном и после него движение его влево прекращается.

При растормаживании колес давление жидкости перед дозирующим клапаном падает. Золотник и дозирующий клапан смещаются вправо, а жидкость из тормозных устройств сливается в гидробак через открытый обратный клапан.

При разрушении трубопровода за дозатором дозирующий клапан, встав на седло корпуса, отключит подачу жидкости к тормозам колес. После растормаживания детали вновь вернутся в исходное положение.

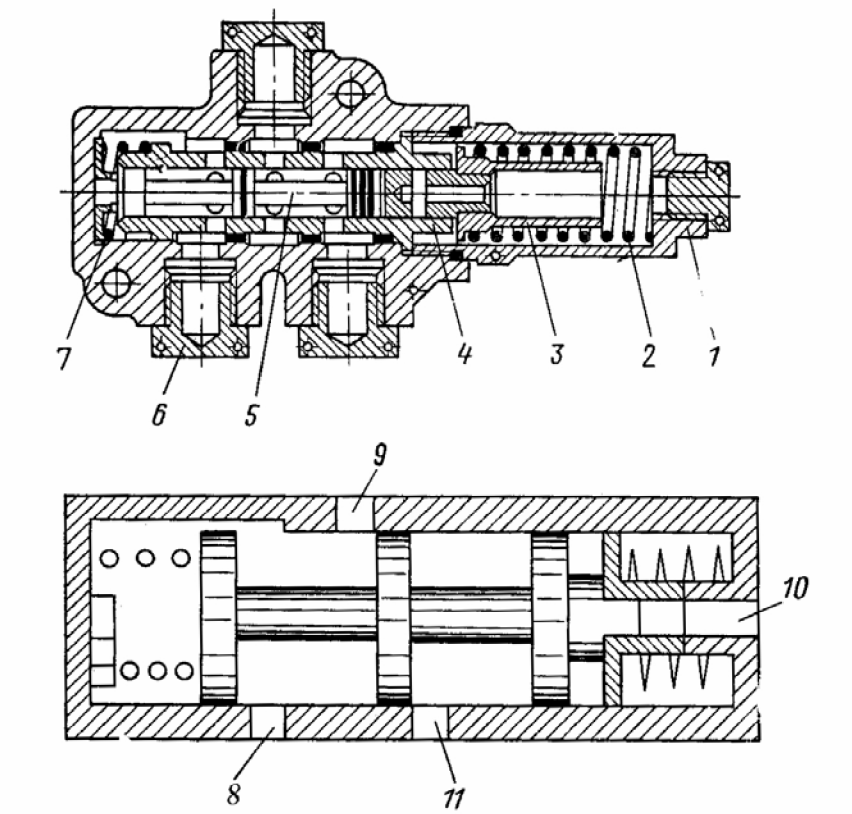


Рис. 5.38. Переключатель У Г-114: 1-корпус: 2, 7—пружины; 3—упор; 4—гильза; 5—золотник; 6—заглушка; 8—штуцер «Дозатор II»; 9—штуцер «Система»; 10—штуцер «Дозатор I»; 11—штуцер «Бак»

Максимальный объем жидкости, прошедшей через дозатор при его срабатывании, не должен быть больше 600 $см^3$.

Через дозатор I (см. рис. 5.8) жидкость идет на затормаживание колес при нормальной работе системы аварийного торможения. В случае неисправности линии за дозатором I жидкость идет на затормаживание через дозатор II .

Для правильного монтажа дозатора в систему на корпусе его нанесена стрелка, которая должна совпадать с движением жидкости на затормаживание колес.

На самолете установлено четыре дозатора, которые располагаются по два на панелях агрегатов тормозной системы; одна панель размещается в левом, вторая — в правом крыле на третьем лонжероне у нервюры № 7.

Переключатель УГ-114 обеспечивает подачу жидкости на аварийное затормаживание колес при неисправной первой линии аварийного торможения.

Переключатель (рис. 5.38) имеет корпус *1*, золотник *5* с пружиной *7* и гильзу *4*. В корпусе расположены четыре штуцера под трафаретами «Бак», «Система», «Дозатор I», «Дозатор II». Штуцер «Бак» *11* соединен с линией слива. Через штуцер *9* «Система» идет слив жидкости при юзе колес. К штуцерам *10* и *8* подходит жидкость от редукционного клапана аварийного торможения колес.

При исправности первой линии аварийного торможения жидкость поступает к переключателю от дозатора I и дозатора II (см. рис. 5.8). Золотник под действием пружины смещается влево, соединяя между собой штуцера «Система» и «Бак». Жидкость от дозатора II «дежурит» в переключателе.

Если первая линия аварийного торможения исправна, то после растормаживания колес золотник переключателя остается в этом же положении.

При возникновении юза колес, когда работает система основного торможения, жидкость идет в гидробак через переключатель от штуцера «Система» к штуцеру «Бак».

При падении давления в линии дозатора I золотник под действием давления жидкости за дозатором II перемещается вправо. При этом он отключает штуцер «Бак» и направляет жидкость через дозатор II во вторую линию на затормаживание колес. Жидкость движется от штуцера «Дозатор» II к штуцеру «Система» через сдвоенный модулятор, антиюзовый автомат и челночный клапан в тормоза колес.

После аварийного растормаживания колес падает давление жидкости в штуцере «Дозатор II». Золотник возвращается в исходное положение, смещаясь влево от усилия пружины.

На самолете установлено два переключателя. Они расположены на панелях агрегатов тормозной системы—по одному на каждой панели.

Работа системы аварийного торможения колес. Система аварийного торможения (см. рис. 5.8) имеет свой источник энергии — запас жидкости в гидроаккумуляторе. Давление в гидроаккумуляторе поддерживается равным 210 *кгс/см*^{2} в течение всего полета. Если оно упало ниже 190±10 *кгс/см*^{2}, то необходимо с помощью электромагнитного крана вновь его довести до 210 *кгс/см*^{2}. При нажатии ручек редукционного клапана *51* на себя жидкость от него поступает к двум дозаторам *53.*

От дозатора I жидкость идет одновременно к переключателю 5*2* и через челночные клапаны *55* в тормозные устройства колес. От дозатора II масло поступает только к переключателю *52* и дежурит у него.

При разрушении тормозной магистрали за дозатором I данный дозатор отключает разрушенную магистраль. После этого 'переключатель *52* пропустит жидкость от дозатора II через сдвоенный модулятор *54,* антиюзовый автомат *57,* челночный клапан *55* в тормоза колес.

Таким образом, система аварийного торможения колес имеет двойное резервирование для обеспечения нормальной работы.

При работе системы аварийного торможения автомат тормозов не предотвращает возможность появления юза колес по следующим обстоятельствам.

Во-первых, при работе аварийного торможения через магистраль дозатора I антиюзовый автомат отключен челночным клапаном и он не может сообщать линию тормозов со сливом.

Во-вторых, если работает аварийная система через дозатор II, то растормаживание также исключено, так как в сливную магистраль за антиюзовым автоматом поступает жидкость под давлением на торможение колес. В этом случае слив из тормозных устройств колес невозможен.

При снятии усилий с рукоятки управления редукционным клапаном происходит растормаживание колес. При работе линии дозатора I жидкость сливается из тормозных устройств через челночные клапаны, дозатор 1, редукционный клапан *51,* обратный клапан *33* в гидробак. При работе линии дозатора II жидкость сливается через челночный клапан, антиюзовый автомат *57,* сдвоенный модулятор *54,* тормозные клапаны *42,* обратный клапан *33* в гидробак.

5.7. ГИДРОСИСТЕМА ШАССИ (ОСНОВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ)

Основное управление уборкой и выпуском шасси ведется о первой гидросистемы.

Система основного управления (рис. 5.39) включает следующие агрегаты: электромагнитный кран *3,* цилиндры замков под вески *2, 18,* гидроподъемник *1* передней ноги, цилиндр-подкос *16,* золотниковые распределители *14, 15,* цилиндр створок *13,* цилиндр механизма распора *12,* клапан отключения *4,* обратный клапан *5,* гаситель пульсаций *11.*

Электромагнитный кран КЭ-47 (рис, 5.40) обеспечивает подачу жидкости на уборку и выпуск при основном управлении шасси. Кран имеет корпус *1*, золотник *2*, пружину *3* и электромагнит *4*.

На корпусе расположены четыре штуцера. Один с надписью «Насос», к нему подается жидкость из первой гидросистемы через клапан отключения; второй с надписью «Бак» обеспечивает слив жидкости в гидробак, два других, имеющих надписи «Цилиндр 1» и «Цилиндр 2», отводят жид кость на уборку или выпуск шасси.

Шариковый клапан, управляемый электромагнитом, обеспечивает сообщение полости под золотником с линией нагнетания или линией слива.

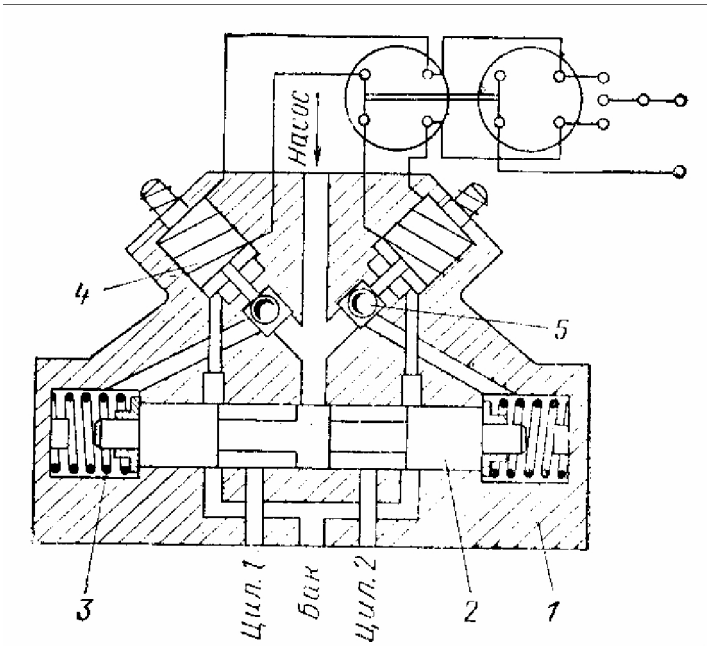


Рис. 5.40. Электромагнитный кран КЭ-47:
1—корпус; 2—золотник; 3—пружина; 4—электромагнит; 5—клапан

При обесточенных электромагнитах золотник занимает нейтральное положение. Обе полости гидроподъемников шасси сообщены с гидробаком, а линия от насосов заперта буртиком золотника. В нейтральном положении золотник удерживается как. пружинами, так и давлением жидкости, подведенной под оба его торца.

Если включить правый электромагнит, то полость под золотником с его стороны сообщится с гидробаком. Давление жидкости в этой полости упадет и золотник подаст жидкость к штуцеру с надписью «Цилиндр 1». Штуцер с надписью «Цилиндр 2» будет сообщен с гидробаком. Так происходит процесс уборки или выпуска шасси. После выключения электромагнита правая пружина вернет золотник в нейтральное положение.

Электрический ток может подаваться на оба электромагнита поочередно. Следовательно, золотник имеет кроме нейтрального два рабочих положения — на уборку и выпуск шасси.

Кран КЭ-47 управляется от. переключателя, расположенного на верхнем электрощитке пилотов с надписью шасси «уборка, выпуск».

Цепь уборки ноги заблокирована концевым выключателем, расположенным на правой амортизационной стойке. Когда амортизационная стойка обжата, концевой выключатель разрывает цепь уборки.

Автомат защиты шасси с трафаретом «Шасси и сигнализация управления» расположен на правой панели.

Электромагнитный кран установлен в панели агрегатов шасси на балке правого крыла у нервюры № 9.

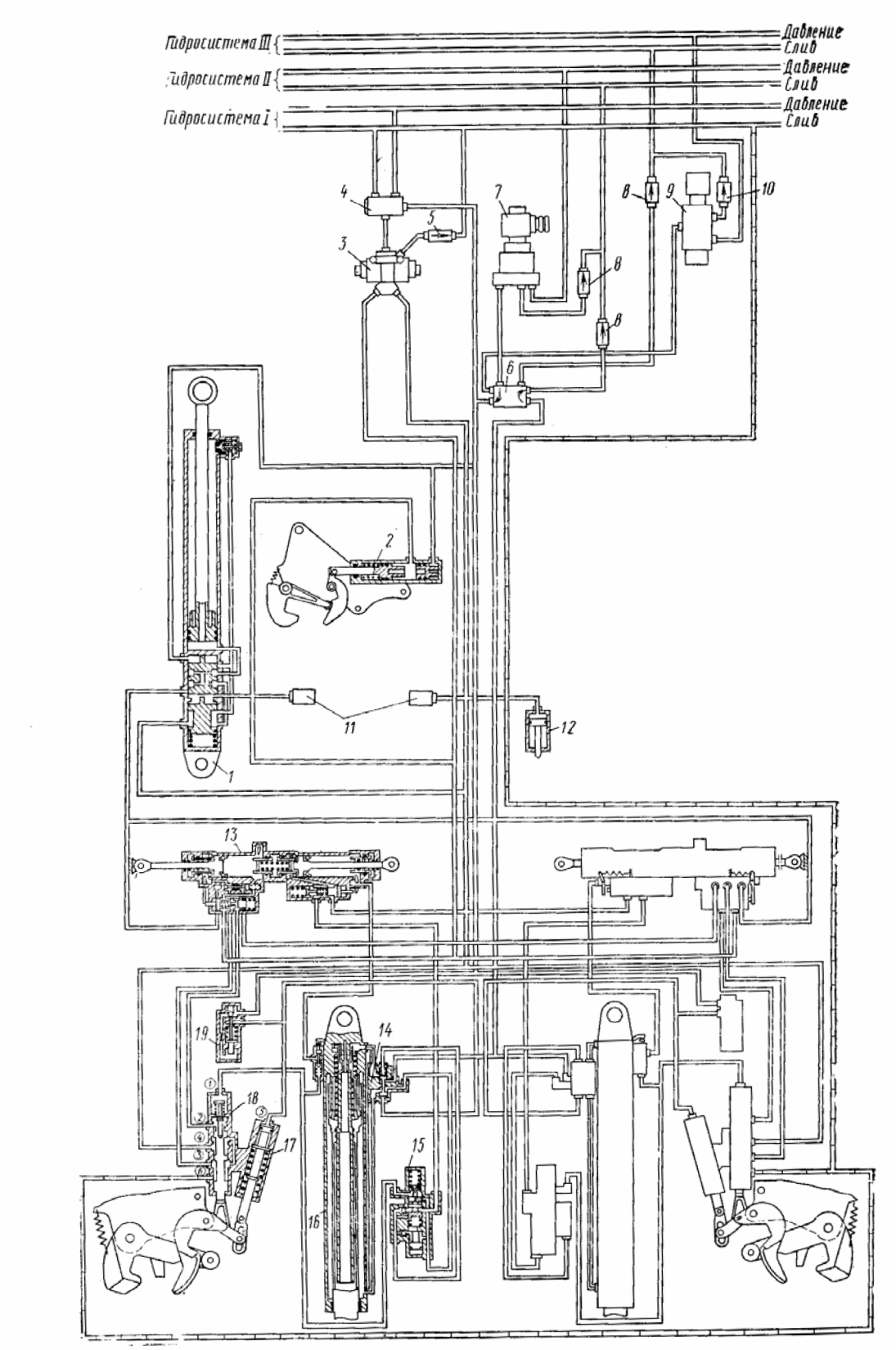


Рис. 5.39. Гидросистема шасси в положении на уборку:
1—гидроподъемник; 2, 18—цилиндры замка подвески; 3—электромагнитный кран; 4—клапан отключения; 5, 8, 10—обратные клапаны; 6, 14, 15—золотниковые, распределители; 7—кран аварийного выпуска шасси; 9— кран аварийного (дублирующего) выпуска шасси 11—гаситель пульсаций; 12—цилиндр механизма распора; 13—цилиндр створок; 16—цилиндр-подкос; 17—цилиндр аварийного открытия замка подвески; 18—цилиндр замков подвески главных ног; 19—реле времени

Цилиндр замка **подвески передней ноги.** Цилиндр замка подвески (рис. 5.41) служит для открытия замка подвески перед выпуском шасси. Цилиндр имеет корпус 2, поршень *1*, шток *4* с поршнем и пружину *3*.

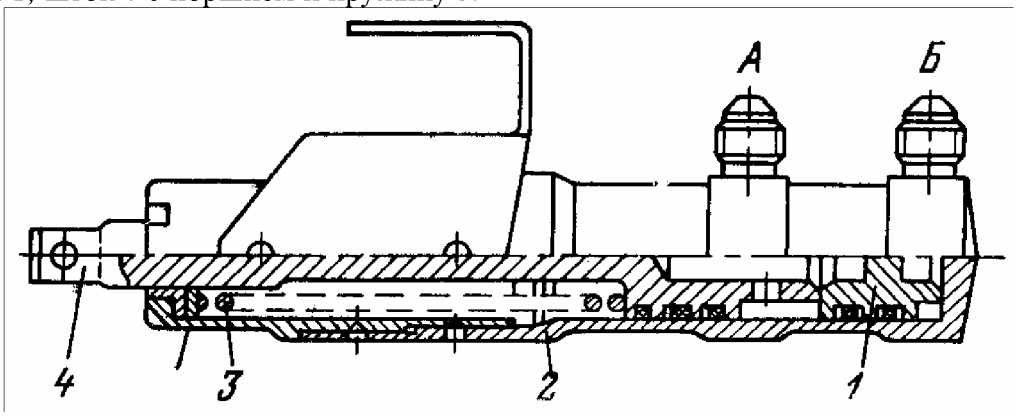


Рис. 5.41. Цилиндр замка подвески передней ноги:
1—поршень; 2—корпус; 3—пружина; 4—шток

На корпусе имеются два штуцера *А* и *Б*. *К* штуцеру *А* подается жидкость при основном выпуске шасси, к штуцеру *Б* — при аварийном выпуске шасси от второй или третьей гидросистем.

Шток соединен с защелкой замка, при выдвижении он поворачивает защелку и открывает замок подвески. После снятия давления жидкости на поршень шток под действием пружины *3* возвращается в исходное положение. На конце штока закреплен поводок, который приводит в действие концевой выключатель. Поводок нажимает концевой выключатель при закрытом замке. Сигнал от концевого выключателя поступает на красную лампу сигнализации убранного положения ноги.

Цилиндр расположен на замке подвески в отсеке передней ноги.

Цилиндр замка подвески главной ноги шасси (см. рис. 4.32) служит для открытия замка при выпуске шасси, а также для обеспечения необходимой очередности работы агрегатов главной

Цилиндр имеет корпус *8*, гильзу *15*, золотник *12*, обратный клапан *11*, поршень *14*, пружину *7* и вилку *19*. Нижние части золотника и вилки соединяются с хвостовиком защелки *24* замка.

На корпусе имеется шесть штуцеров. Штуцер *III* отводит жидкость от замка подвески к цилиндру-подкосу и шариковому клапану при выпуске шасси. К штуцеру *V* подходит жидкость от цилиндра створок для открытия замка подвески. Через штуцер *I* сливается жидкость от цилиндра створок при выпуске шасси. От штуцера *IV* жидкость сливается в гидробак во время выпуска шасси.

В конце выпуска шасси штуцер *IV* закрыт и слив в бак происходит через штуцер *VI*. К штуцеру *II* подступает жидкость для открытия замка при аварийных выпусках шасси.

При выпуске шасси от первой гидросистемы жидкость направляется только к цилиндру створок. Цилиндр створок, скользя со штока вправо, открывает створки. Жидкость из цилиндра створок идет к цилиндру замка подвески и через штуцер *I* и штуцер *IV* сливается в гидробак. В конце открытия створок отсека главной ноги в цилиндре створок сработает перепускной клапан. Клапан пропустит жидкость к штуцеру *V* замка подвески для открытия замка.

Под действием давления масла золотник *3* переместится вниз и откроет замок подвески. Для открытия замка необходимо 7 мм хода золотника. В это время золотник захватывает обратный клапан *2* и открывает его. Через обратный клапан жидкость направляется к штуцеру *III* и далее к цилиндру-подкосу на выпуск шасси. Полный ход золотника *3* равен 10 мм. В конце своего хода он перекрывает штуцер *IV* и слив жидкости в гидробак будет происходить через штуцер *VI* (нулевой слив).

Во время открытия защелки замка от первой гидросистемы поршень аварийного открытия замка остается неподвижным благодаря прорези на звене *9*.

При аварийных выпусках шасси жидкость поступает к штуцеру *II* от реле времени. Поршень *4*, двигаясь вниз, открывает замок подвески. Во время уборки шасси жидкость поступает в цилиндр створок и после открытия створок направляется в цилиндр-подкос для уборки ноги.

Жидкость из цилиндра-подкоса и цилиндра створок через обратный клапан штуцера *III*, штуцер *V* и перепускной клапан цилиндра створок сливается в гидробак.

В конце уборки шасси защелка замка под действием пружин *6* закрывает замок и одновременно перемещает золотник *3 в* верхнее положение. Золотник *3*, сместившись вверх, перепустит жидкость от штуцера *IV* к штуцеру *I* для закрытия цилиндром створок отсека главных ног.

Гидроподъемник передней ноги (рис. 5.42) обеспечивает уборку и выпуск ноги, преобразуя энергию давления жидкости в механическую работу.

Гидроподъемник имеет цилиндр *15*, шток *14*, поршень *13*, пружину *2*, золотники *6*, *9* и дроссельное устройство *22*.

В головках цилиндра установлены сферические подшипники, которые исключают передачу изгибающих нагрузок на гидроподъемник. Гидроподъемник является агрегатом двустороннего действия. Головки цилиндра имеют шесть штуцеров. К штуцеру *I* подводится жидкость для уборки ноги, а к штуцеру *II* — для выпуска ноги. Через штуцер *IV* проходит жидкость при аварийном выпуске шасси. Штуцера *II* и *VI* соединены между собой. Штуцер *V* отводит жидкость на слив, при аварийном выпуске шасси. Золотниковый распределитель имеет два золотника — верхний и нижний. Дроссельное устройство расположено в штуцере *VI* и выполнено из челнока *24*, клапана *29* и двух пружин *30, 31*. Это устройство обеспечивает плавную уборку ноги путем создания больших гидравлических сопротивлений в конце уборки. Сопротивления создаются из-за уменьшения отверстия, через которое сливается жидкость из гидроподъемника.

В полете, когда нога убрана, исключается подача жидкости в гидроподъемник для выпуска ноги, так как путь жидкости *в* полость выпуска перекрыт челноком дроссельного устройства.

В процессе выпуска дроссельное устройство обеспечивает свободное открытие замка подвески без создания на крюке замка дополнительных нагрузок.

При выпуске шасси после открытия замка подвески нога под тяжестью собственного веса уменьшает длину гидроподъемника. При этом поршень освобождает челнок и жидкость, поступая в гидроподъемник, обеспечивает выпуск ноги.

Во время уборки ноги жидкость поступает через штуцер *I* и по каналам золотникового распределителя поступает в полость *А*, при этом шток гидроподъемника выдвигается. Жидкость из полости *Б* через штуцера *VI* и *III* поступает в магистраль давления и вместе с подаваемой жидкостью направляется в подлость *А*. Вследствие этого резко уменьшается расход жидкости; идущей из гидробака на уборку ноги. Таким образом ускоряется процесс уборки ноги.

При уборке ноги давление жидкости в полостях *А и Б* одинаково, однако площади поршней, на которые действует жидкость, разные. Следовательно, усилие на поршень в полости *А* значительно больше, чем в полости *Б* и поршень выдвигается.

Для основного выпуска ноги жидкость, проходя через штуцер *II*, смещает нижний золотник, после чего она через штуцера *III* и *VI* поступает в полость *Б*. Из полости *А* идет слив через каналы верхнего и нижнего золотников и штуцер *I* в бак первой гидросистемы.

В аварийных случаях выпуска ноги жидкость в полость *Б* проходит последовательно через штуцера *IV, III* и *VI*. При этом верхний золотник, опускаясь вниз, открывает штуцер *V*. Слив жидкости из полости *А* происходит через каналы верхнего золотника и штуцер *V* в бак второй или третьей гидросистем, в зависимости от того, какой системой выпускаются шасси.

Гидроподъемник расположен в отсеке передней ноги. Цилиндром он крепится к раме амортизатора, штоком — к рычагу складывающегося подкоса.

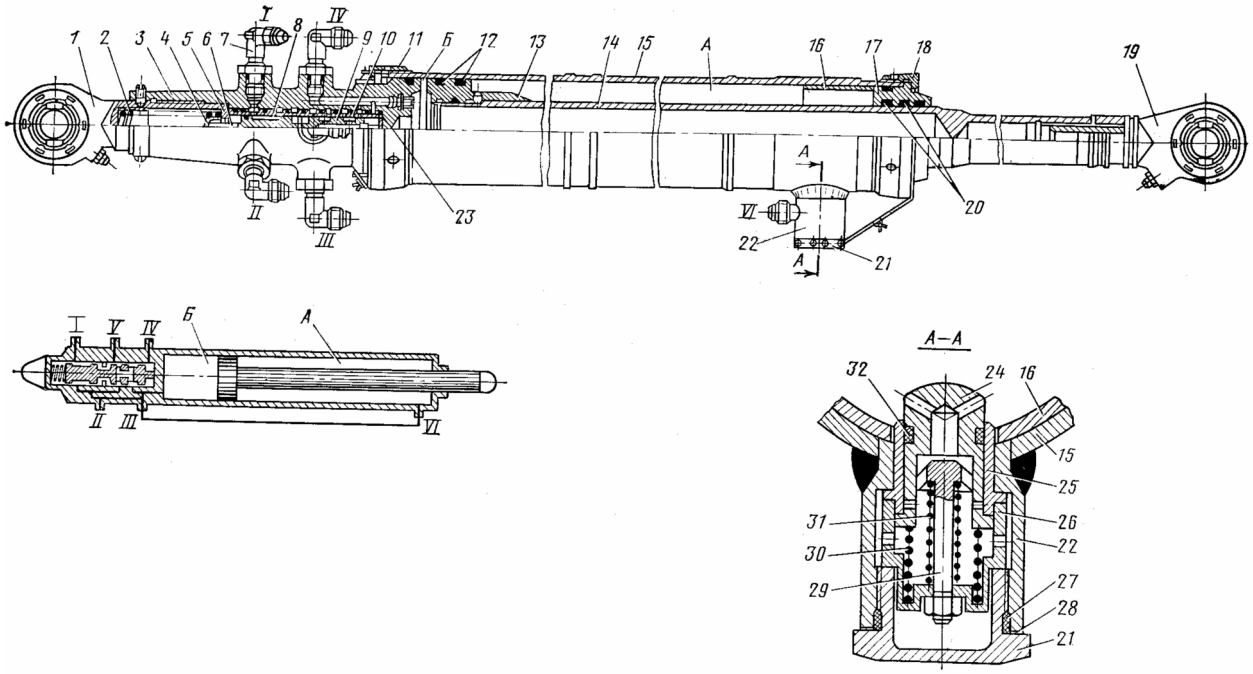


Рис. 5.42. Гидроподъемник передней ноги:
1, 19—регулируемые ушки; 2, 30, 31—пружины; 3—головка цилиндра; 4, 16, 25, 26—втулки; 5, 23, 28—шайбы; 6, 9—золотники; 7—штуцер;8, 10—гильзы; 11, 18—гайки; 12, 20, 27, 32—кольца; 13—поршень; 14—шток; 15—цилиндр; 17— букса; 21—заглушка; 22—дроссельное устройство;24—челнок- 29—клапан; 1—штуцер уборки шасси; II—штуцер основного выпуска шасси; III—выходной штуцер уборки и выпуска шасси; IV—штуцер аварийного выпуска шасси; V— штуцер слива в аварийную систему; VI—входной штуцер выпуска

Цилиндр-подкос (рис. 5.43) обеспечивает уборку **и** выпуск главной ноги. Цилиндр-подкос является силовым и кинематическим элементом главной ноги. Как силовой элемент он передает усилия с амортизационной стойки на каркас крыла. Во время уборки шток цилиндра-подкоса, выдвигается, при выпуске — убирается в цилиндр. В выпущенном положении ноги шток заперт цанговым замком.

Конструктивно цилиндр-подкос выполнен из штока *17*, букс *8, 13*, цанговой муфты *14*, цанг *10*, цилиндра *16*, трубы *15*, плунжеров *4, 11*, нажимного устройства, шарикового клапана *22*, пружины *9*, нажимной втулки *12*, золотникового распределителя *24* и концевого выключателя *23*.

На цилиндре размещены два штуцера для подвода жидкости на уборку и выпуск ноги.

Цилиндр-подкос является двухступенчатым силовым цилиндром двустороннего действия. Сферические подшипники в проушинах цилиндра-подкоса обеспечивают передачу только осевых усилий, исключая изгибные нагрузки.

Золотниковый распределитель *24* служит для уменьшения расхода жидкости, а следовательно, и сокращения времени для уборки ноги шасси.

Золотниковый распределитель состоит из корпуса *31*, золотника *32*, дросселя, силовой пружины *28* и обратных клапанов *40*. Корпус распределителя имеет четыре штуцера. К штуцеру *I* подходит жидкость для уборки ноги. Через штуцер *II* идет жидкость на выпуск ноги. Два других соединены через второй золотниковый распределитель с цилиндром-подкосом.

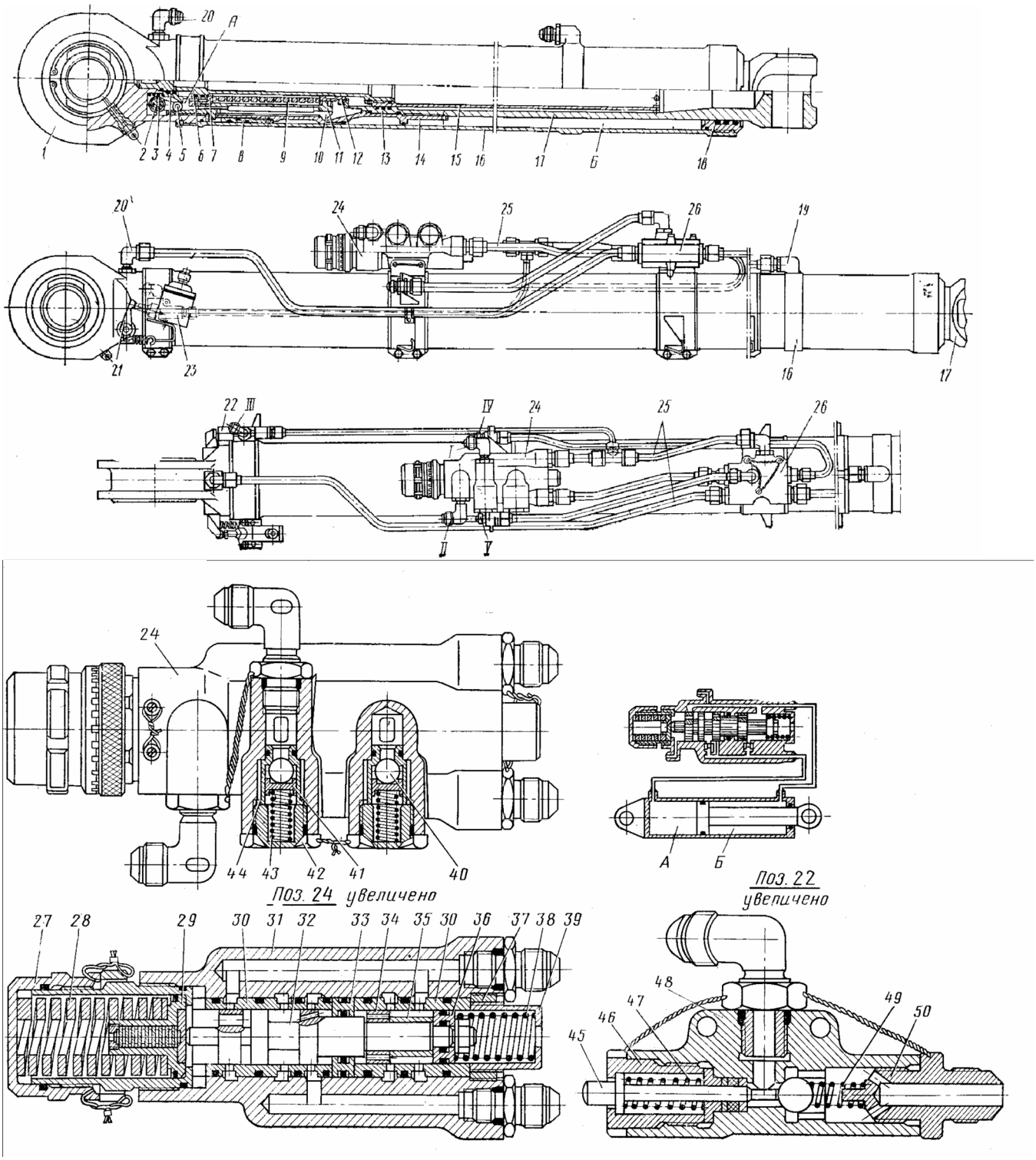


Рис. 5.43. Цилиндр-подкос:
1—ухо; 2—ось; 3, 9, 28, 38, 43, 47, 49-пружины; 4, 11—плунжеры; 5—кулачок; 6, 8, 13, 18—буксы; 7, 12, 33, 35, 36—втулки; 10—цанги; 14- цанговая муфта; 15—труба; 16—цилиндр; 17—шток; 19, 20, 30—штуцер; 21— качалка; 22—шариковый клапан; 23—концевой выключатель; 24, 26—золотниковые распределители; 25—трубопровод; 27, 37—гайки; 29—дроссель; 30, 44—гильзы; 31, 48—корпусы; 32—золотник; 39—донышко; 40—об ратный клапан; 41—направляющая; 41—заглушка; 45—толкатель; 46—пробка; I—штуцер уборки шасси; II—штуцер выпуска шасси; III—штуцер к цилиндру створок (на закрытие); IV—штуцер аварийного выпуска шасси; V—штуцер слива в аварийную систему

При уборке главной ноги жидкость через штуцер *I* и обратный клапан золотникового распределителя *24* поступает в полость *А* цилиндра-подкоса. Под действием усилия жидкости через плунжер *4* и от усилия пружины *9* смещается плунжер 11. Он освобождает цанги, и они выходят из впадин цанговой муфты *14.* Цанговый замок открывается. После этого шток с буксами *8, 13* и цанговой муфтой начинает выдвигаться из цилиндра, производя уборку ноги.

Жидкость из полости *Б* будет перетекать через второй обратный клапан золотникового распределителя *24* в полость *А.* Благодаря перетеканию жидкости из одной полости в другую экономится расход жидкости и сокращается время уборки ноги.

По мере уборки ноги давление жидкости в полостях *А* и *Б* растет. Когда оно достигнет величины 190±5 *кгс/см*^{2}, золотник опустится вниз, сжимая силовую пружину. При этом он откроет штуцер, соединяющий полость *Б* с гидробаком. Жидкость из полости *Б* перестанет перетекать в полость *А* и будет сливаться в гидробак. С этого момента цилиндр начинает работать на полной площади поршня.

Во время выпуска ноги жидкость подходит к штуцеру *II*, поднимает золотник вверх и поступает в полость *Б.* Из полости *Л* жидкость сливается в гидробак. В это время золотник перекрывает канал, сообщающий полости между собой.

Выпуск ноги происходит от усилия жидкости, действующей на кольцевую площадь поршня в полости *Б.*

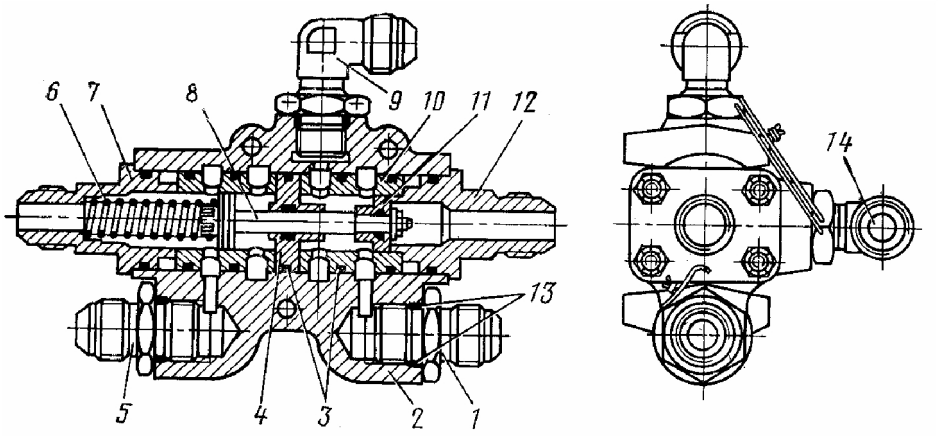


Рис. 5.44. Золотниковый распределитель 5810.000:
1, 5, 7, 9, 12, 14—штуцера; 2—корпус; 3—кольцо; 4—муфта; 6—пружина; 8—золоник; 10—гильза; 11—втулка; 13—шайба

В конце выпуска ноги букса *13* нажимает на втулку *12,* позволяя цангам разместиться во впадинах цанговой муфты. После этого плунжер *11* под действием усилия пружины *9* запирает цанги и нажимает на плунжер *4.* Последний поворачивает кулачок, приводя в действие шариковый клапан *22* и концевой выключатель *23.* Концевой выключатель, сработав, включит зеленую лампу на средней приборной доске пилотов.

Агрегат крепится цилиндром к узлам крыла, а штоком — к шлиц-шарниру амортизатора.

Золотниковый распределитель 5810.000 (рис. 5.44) обеспечивает подачу жидкости в цилиндр-подкос от основной или аварийных систем выпуска. Отключение одной системы при работе второй необходимо для нормальной работы последней, иначе перетекание жидкости из одной системы в другую приведет к отказу обеих систем.

Золотниковый распределитель состоит из корпуса *2,* золотника *8* с пружиной *6.*

Корпус имеет шесть штуцеров. Штуцер 1 отводит жидкость в цилиндр-подкос для выпуска ноги. Штуцер 5 пропускает жидкость в цилиндр-подкос для уборки ноги. К штуцеру 7 подводится жидкость для уборки ноги. К штуцеру *9* подводится жидкость для выпуска ноги. Штуцер *12* направляет жидкость на выпуск ноги от аварийных систем. Через штуцер *14* обеспечивается слив в баки второй и третьей гидросистем.

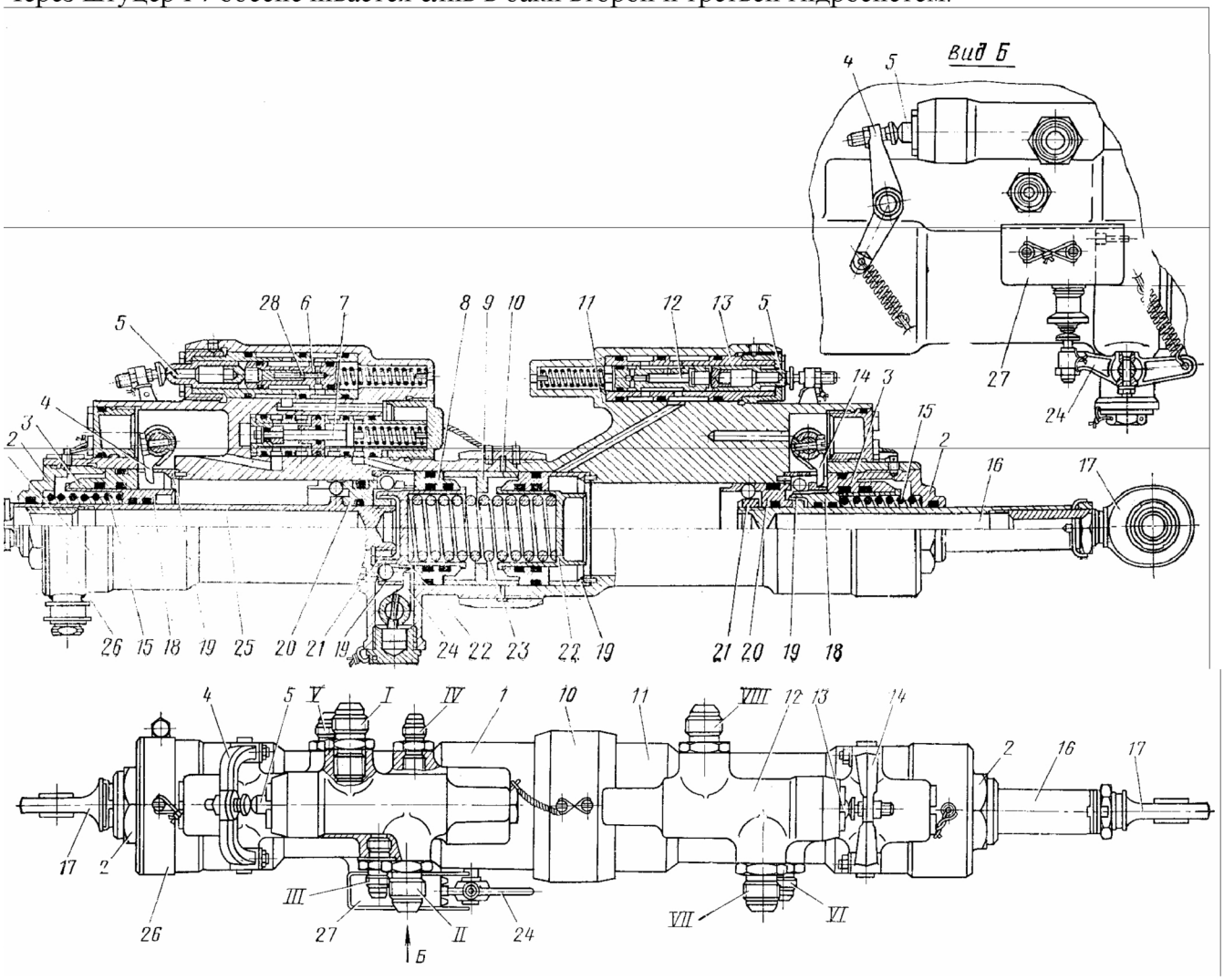


Рис. 5.45. Цилиндр створок:

1, 11—корпус; 2, 10, 21—гайки; 3, 8—буксы; 4, 14, 24—механические приводы; 5, 13—толкатели; 6, 12—перепускные клапаны; 7—золотниковый распределитель; 9, 19—кольца; 15, 23—пружины; 16, 25—штоки; 17—ухо; 18, 22—плунжеры; 20—обойма; 26—направляющий хомут; 27—концевой выключатель; 28—обратный клапан; /—штуцер перепуска давления на открытие створок перед выпуском шасси; //—штуцер перепуска жидкости к замку подвески при выпуске шасси; IV—штуцер перепуска давления на закрытие створок после уборки шасси; IV—штуцер перепуска давления на открытие створок при выпуске от второй или третьей гидросистем; V—штуцер слива во вторую или третью гидросистему; VI— давление на закрытие створок после выпуска шасси; VII—давление на открытие створок перед уборкой шасси; VIII—штуцер перепуска давления к цилиндру-подкосу при уборке шасси

Во время основной уборки шасси жидкость под давлением проходит в цилиндр-подкос через штуцера 7 и 5. Слив жидкости осуществляется через штуцера *1* и *9*.

При основном выпуске шасси жидкость движется через золотниковый распределитель в обратном порядке.

При аварийном выпуске шасси от второй и третьей гидросистем жидкость подходит к штуцеру *12* и смещает золотник влево, при этом золотник отключает линии основного выпуска и уборки ноги. Далее она направляется в цилиндр-подкос через штуцер *1* для выпуска ноги. Из противоположной полости цилиндра-подкоса жидкость сливается в баки второй или третьей гидросистем через штуцера *5* и *14*.

На самолете стоят три золотниковых распределителя. Два расположены на цилиндрах-подкосах главных ног шасси. Один установлен на третьем лонжероне крыла. Он обеспечивает подачу жидкости для аварийного выпуска шасси от второй или третьей гидросистем.

Цилиндр створок (рис. 5.45) служит для открытия и закрытия створок отсека главной ноги при уборке и выпуске шасси. Кроме этого, он удерживает створки как в открытом, так и в закрытом положении.

Цилиндр выполнен из корпусов *1, 11,* штоков *16, 25,* больших плунжеров *22,* пружин *15, 23,* малых плунжеров 18, механических приводов *4, 14, 24,* перепускных клапанов *6, 12,* толкателей *5, 13,* золотникового распределителя *7,* концевого выключателя *27* и обратного клапана *28*. На штоках закреплены обоймы *20* с рас положенными в них двумя рядами шариков.

Большие плунжеры запирают штоки, когда они вдвинуты **в** цилиндр, а малые — штоки в выдвинутом положении.

На корпусе цилиндра расположено восемь штуцеров. К штуцеру *I* подается жидкость для открытия створок перед выпуском шасси. От штуцера *II* идет жидкость для открытия замков подвески главной ноги. В штуцер *III* подводится жидкость для закрытия створок после уборки шасси. К штуцеру *IV* подводится жидкость из аварийных линий для открытия створок. Штуцер *V* отводит жидкость в гидробак второй гидросистемы. К штуцеру *VI* подводится жидкость для закрытия створок после выпуска шасси. В штуцер *VII* подводится жидкость для открытия створок перед уборкой шасси. Штуцер *VIII* отводит жидкость к цилиндру-подкосу при уборке шасси. При выпуске шасси жидкость подается к штуцеру *I* и через перепускной клапан и золотниковый распределитель попадает в полость шарикового замка. Под давлением жидкости большой плунжер, смещаясь вправо, открывает шариковый замок.

Корпус цилиндра начинает двигаться вправо, открывая створки отсека главной ноги. Жидкость с противоположной полости направляется на слив через штуцер *III* и далее через замок подвески в гидробак. При движении корпуса вправо шарики нажимают на левый плунжер, сжимая его пружину. Как только шарики окажутся в проточке корпуса, плунжер под действием своей пружины закроет шариковый замок. Благодаря этому створки будут удерживаться в открытом положении.

При запирании шарикового замка обойма *20* штока приводит в действие механический привод *4,* который через толкатель *5* перемещает перепускной клапан *6*. Перепускной клапан пропустит жидкость от штуцера *I* к штуцеру *II* и далее к замку подвески главной ноги. Замок откроется и произойдет выпуск ноги. Из линии уборки цилиндра-подкоса происходит слив жидкости. Жидкость подходит к штуцеру *VIII* и через перепускной клапан *12* и штуцер *VII* поступает в гидробак.

В конце выпуска ноги сработает механический привод цилиндра-подкоса и откроет шариковый клапан на цилиндре-подкосе. Открытый клапан пропускает жидкость под давлением к штуцеру *VI,* Жидкость, попадая в цилиндр створок, смещает малый плунжер вправо и открывает шариковый замок. Под действием давления жидкости шток *16*

вдвигается в корпус, при этом створки идут на закрытие. Из противоположной полости цилиндра створок жидкость будет сливаться через штуцер *VII* в гидробак.

В конце движения штока шарики надавят на большой плунжер *22*, сжав его пружину. Оказавшись в большой проточке корпуса, шарики от усилия пружины на большой плунжер заскакивают в нее и шариковый замок запирается. Замок удерживает створки плотно прижатыми к каркасу гондолы шасси. Одновременно с закрытием шарикового замка вступает в работу механический привод *24*. В этом случае от концевого выключателя *27* погаснет красная лампа на средней приборной доске пилотов.

Лампа сигнализирует о закрытии замка подвески и створок отсека главной ноги шасси.

Аналогично будет работать цилиндр створок при уборке ног шасси. В этом случае для открытия створок жидкость поступает к штуцеру *VII*, открывает шариковый замок и выдвигает шток *16*. Из противоположной полости жидкость через штуцер *VI*, шариковый клапан цилиндра-подкоса, замок подвески, штуцера *II и I* цилиндра створок сливается в гидробак.

В конце движения штока *16* сработает механический привод *14* и переместит перепускной клапан *12*. Клапан перепустит жидкость от штуцера *VII* к штуцеру *VIII* и далее на уборку ноги.

Жидкость, вытесняемая из цилиндра-подкоса при уборке ноги, через замок подвески, штуцера *II* и *I* цилиндра створок сливается в гидробак.

После закрытия замка подвески, жидкость, «дежурившая» у него, подходит к штуцеру *III* цилиндра створок, открывает шариковый замок и вдвигает шток *25* в корпус. Из противоположной полости слив жидкости в гидробак происходит через штуцер *I*.

После закрытия створок срабатывает шариковый замок, удерживая створки в закрытом положении.

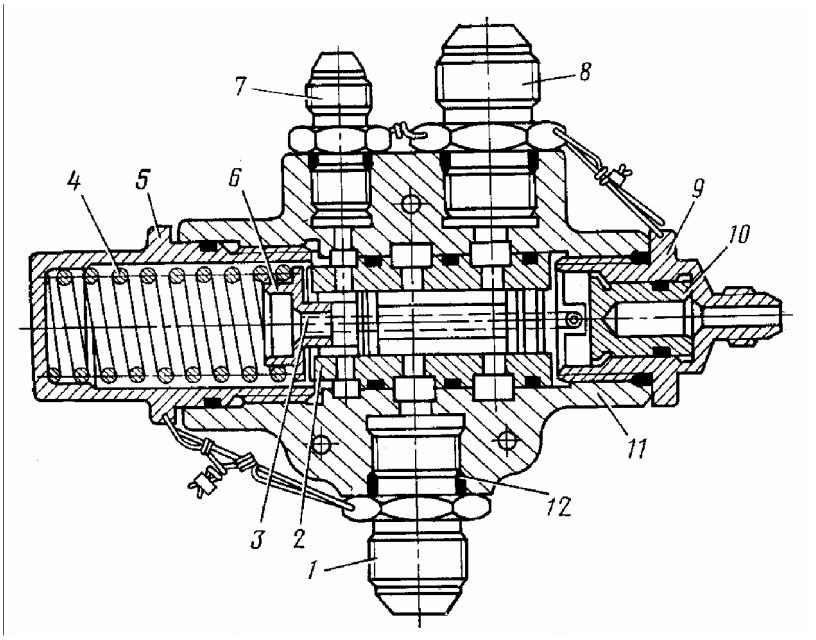


Рис. 5.46. Клапан отключения 5810.050:
1—штуцер к крану КЭ-47; 2—гильза; 3—золотник;. 4—пружина; 5—колпачок; 6—упор; 7—штуцер слива первой гидросистемы; 8—штуцер давления первой гидросистемы; 9—штуцер давления от второй или третьей гидросистем; 10—поршень; 11—корпус; 12—кольцо

При аварийном выпуске шасси от второй гидросистемы жидкость подходит к штуцеру *IV*, перемещает золотниковый распределитель 7 и поступает на поршень штока *25*. Под давлением жидкости открывается шариковый замок и начинает выдвигаться шток

25. Из противоположной полости через штуцер *V* происходит слив жидкости в гидробак второй гидросистемы.

Работа цилиндра створок при дублирующем аварийном выпуске шасси полностью аналогична работе системы при выпуске от второй гидросистемы. Слив жидкости в этом случае идет в бак третьей гидросистемы.

После аварийных выпусков шасси от второй и третьей гидросистем створки отсека шасси остаются открытыми.

Цилиндры створок расположены в отсеках главных ног шасси.

Цилиндр механизма распора служит для складывания механизма распора перед уборкой передней ноги.

Цилиндр одностороннего действия. Жидкость подается в цилиндр в момент уборки ноги. При выпуске ноги механизм распора возвращается в исходное положение под действием усилий от гидроподъемника и соответственных пружин. Цилиндр находится на механизме распора.

Клапан отключения 5810.050 (рис. 5.46) служит для сброса давления в магистрали первой гидросистемы при аварийном выпуске шасси от второй или третьей гидросистем.

Клапан имеет корпус *11*, золотник *3*, пружину *4* и поршень *10*. На корпусе расположены четыре штуцера. Через штуцер 1 жидкость отводится к электромагнитному крану КЭ-47. К штуцеру *8* подходит жидкость от первой гидросистемы. От штуцера 7 отводится жидкость на слив в первую гидросистему при аварийном выпуске шасси. К штуцеру *9* направляется жидкость из второй или из третьей гидросистем при аварийном выпуске шасси.

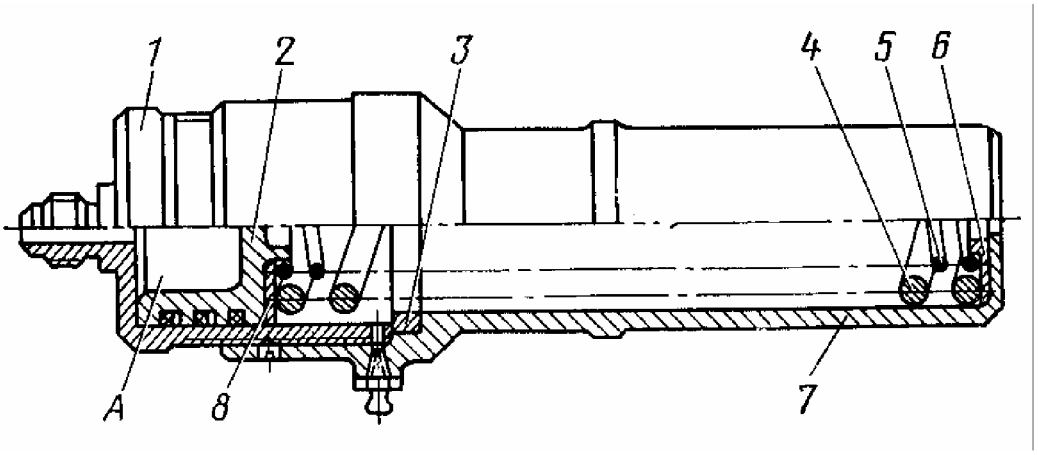


Рис. 5.47. Гаситель пульсаций:
1—цилиндр; 2—плунжер; 3—кольцо; 4, 5—пружины; 6, 8—упоры; 7—корпус

При работе первой гидросистемы управления шасси пружина смещает золотник вправо. Жидкость из первой гидросистемы через штуцера *8* и *1* направляется к крану основного управления на уборку или выпуск ног шасси.

При отказе первой гидросистемы жидкость поступает к штуцеру *9*, смещает поршень и золотник влево. В этом случае жидкость, поступающая от крана основного управления через кран отключения, сливается в бак первой гидросистемы, а линия нагнетания от первой гидросистемы будет перекрыта.

После падения давления жидкости, действующей на поршень, золотник под действием усилия пружины вернется в исходное положение.

Кран отключения расположен в панели агрегатов шасси правого крыла на нервюре № 9.

Обратные клапаны ОК10А, ОК14А, ОК6А (см. рис. 5.39) исключают случайное срабатывание гидросистемы шасси при повышении давления в линиях слива за агрегатами первой, второй и третьей гидросистем.

Гаситель пульсаций (рис. 5.47) предотвращает чрезмерное повышение давления жидкости в линиях уборки и выпуска передней ноги шасси, возникающее вследствие одновременного подключения к крану шасси линий уборки и выпуска главных ног.

Благодаря установке гасителей пульсаций исключается самопроизвольное открытие замка подвески передней ноги шасси (в убранном положении ноги) и срабатывание цилиндра механизма распора (в выпущенном положении ноги).

Гаситель пульсаций имеет корпус *7*, цилиндр *1*, плунжер *2* и пружины *4, 5*. При повышении давления в гидросистеме шасси плунжеры *2* перемещаются по цилиндру, сжимая пружины. Увеличение объема полости *А*, подключенной к магистрали шасси, исключает чрезмерное повышение давления в этой магистрали. При падении давления в магистрали шасси плунжер под действием пружин возвращается в исходное положение. На самолете установлено два гасителя пульсаций, они расположены в отсеке передней ноги на шпангоуте № 16.

Работа гидросистемы шасси (основное управление). Для уборки шасси необходимо включить автомат защиты на правой панели «Шасси и сигнализация управления», на верхнем электрощитке пилотов переключатель под трафаретом «Шасси уборка, выпуск» поставить в положение «Уборка».

Жидкость, пройдя клапан отключения *4* (см. рис. 5.39) и электромагнитный кран *3*, поступит одновременно к следующим агрегатам:

— к цилиндру механизма распора *12*. Происходит складывание механизма распора, а также выбирается стрела прогиба заднего подкоса;

— через золотниковый распределитель к гидроподъемнику передней ноги *1*. Шток гидроподъемника выдвигается, убирая ногу в нишу фюзеляжа. Из полости выпуска гидроподъемника жидкость сливается через дроссель в магистраль давления. Благодаря этому экономится расход жидкости и сокращается время уборки ноги;

— к цилиндрам замков подвески главных ног *18*, где она «дежурит»;

— к цилиндрам створок *13* главных ног шасси. Шток второй половины цилиндра выдвигается и открывает створки. Из противоположной половины цилиндра створок жидкость сливается через шариковый клапан цилиндра-подкоса *16*, обратный клапан замка подвески, цилиндр створок *13*, электромагнитный кран *3*, обратный клапан *5* в гидробак.

В конце хода штока цилиндра створок срабатывает перепускной клапан, и жидкость направляется к золотниковому распределителю *15*. Пройдя через один и второй *14* золотниковые распределители, она поступает в цилиндр-подкос *16*. Открывается цанговый замок, и шток, выдвигаясь, убирает ногу.

Из противоположной полости цилиндра-подкоса жидкость, пройдя обратный клапан золотникового распределителя *15*, поступает в магистраль давления.

При достижении давления в сливной магистрали 190±5 *кгс/см*^{2} срабатывает золотниковый распределитель *15* и жидкость из цилиндра подкоса направляется в гидробак через цилиндр замка подвески *18*, цилиндр створок *13*, электромагнитный кран *3* и обратный клапан 5.

Перетекание жидкости из одной полости цилиндра-подкоса в другую уменьшает ее расход из гидробака для уборки ноги, а следовательно, ускоряет процесс уборки.

В конце уборки ноги запирается замок подвески, и жидкость, «дежурившая» у этого замка, перепускается в первую половину цилиндра створок. Корпус цилиндра начинает надвигаться на второй шток, закрывая створки отсека шасси. Из противоположной полости цилиндра створок жидкость сливается в гидробак через электромагнитный кран и обратный клапан.

При уборке шасси горят красные лампы. Их горение говорит о том, что процесс уборки идет нормально.

После того как закроются створки, сработает механический привод цилиндра створок, приведя в действие концевой выключатель, расположенный на нем.

Концевые выключатели замков подвески и цилиндров створок разомкнут цепи красных ламп на средней приборной доске пилотов. Процесс уборки закончен.

Если одна из ламп будет продолжать гореть, то это означает, что не закрыты створки или замок подвески.

После того как погаснет последняя красная лампа, необходимо выдержать 5 с и затем вернуть переключатель шасси в нейтральное положение. Время уборки шасси при расходе жидкости 110 *л/мин* должно быть не более 8 *с*, при расходе 55 *л/мин* — не более 10 *с*.

Уборка шасси может осуществляться только от первой гидросистемы. Электрическая цепь уборки шасси сблокирована с концевым выключателем, расположенным на амортизаторе правой ноги. При обжатом амортизаторе концевой выключатель размыкает (блокирует) электроцепь уборки шасси.

Следовательно, на стоянке самолета исключается случайная уборка шасси при включении переключателя на уборку.

Выпуск шасси может осуществляться от трех гидросистем, либо от первой гидросистемы (основной выпуск), либо от второй (аварийный выпуск) и либо от третьей, дублирующей аварийный выпуск.

Разберем работу системы при выпуске от первой гидросистемы (рис. 5.48).
Для выпуска шасси переключатель на верхнем электрощитке пилотов поставить в положение «Выпуск».

Жидкость пройдет через клапан отключения *4,* электромагнитный кран *3* и поступит одновременно к следующим агрегатам:

— к замку подвески передней ноги *2,* происходит открытие замка подвески;

— к гидроподъемнику / передней ноги. Перемещает его золотник вниз и поступает к штуцеру, в котором расположен дроссельный клапан. Этот клапан откроется после того, как нога под

тяжестью собственного веса выпадет из своей ниши. Далее жидкость начинает двигать шток цилиндра, выпуская переднюю ногу, из противоположной полости цилиндра через электромагнитный кран *3* и обратный клапан *5* идет слив жидкости в гидробак;

— к цилиндру створок *19,* в первую половину. При этом корпус цилиндра начинает сползать со штока, открывая створки отсека шасси. Из противоположной полости слив идет через цилиндр замка подвески *17,* электромагнитный кран *3* и обратный клапан *5* в гидробак. В конце хода цилиндра створок срабатывает его перепускной клапан, и жидкость направляется к замку подвески основного шасси. Замок подвески открывается и жидкость через открытый клапан замка поступает к шариковому клапану цилиндра-подкоса, где будет «дежурить», и через два золотниковых распределителя *14* и *13* поступит в цилиндр-подкос для выпуска шасси. Шток цилиндра-подкоса будет вдвигаться в цилиндр. Из противоположной полости жидкость, пройдя два золотниковых распределителя, цилиндр створок, электромагнитный кран и обратный клапан, будет сливаться в гидробак. В конце хода штока цилиндра-подкоса закроется цанговый замок и сработает шариковый клапан. «Дежурившая» у клапана жидкость пройдет во вторую половину цилиндра створок. Шток второй половины будет вдвигаться и закрывать створки. Из противоположной половины жидкость сливается через электромагнитный кран и обратный клапан в гидробак. Включение зеленых ламп на средней приборной доске пилотов будет сигнализировать о конце процесса выпуска. Время выпуска шасси при расходе 90 *л/мин*—не более 10 *с*.

5.8. ГИДРОСИСТЕМА АВАРИЙНОГО ВЫПУСКА ШАССИ

Система аварийного выпуска шасси питается энергией давления жидкости от второй гидросистемы. Этой системой пользуются при отказе основной системы уборки и выпуска шасси.

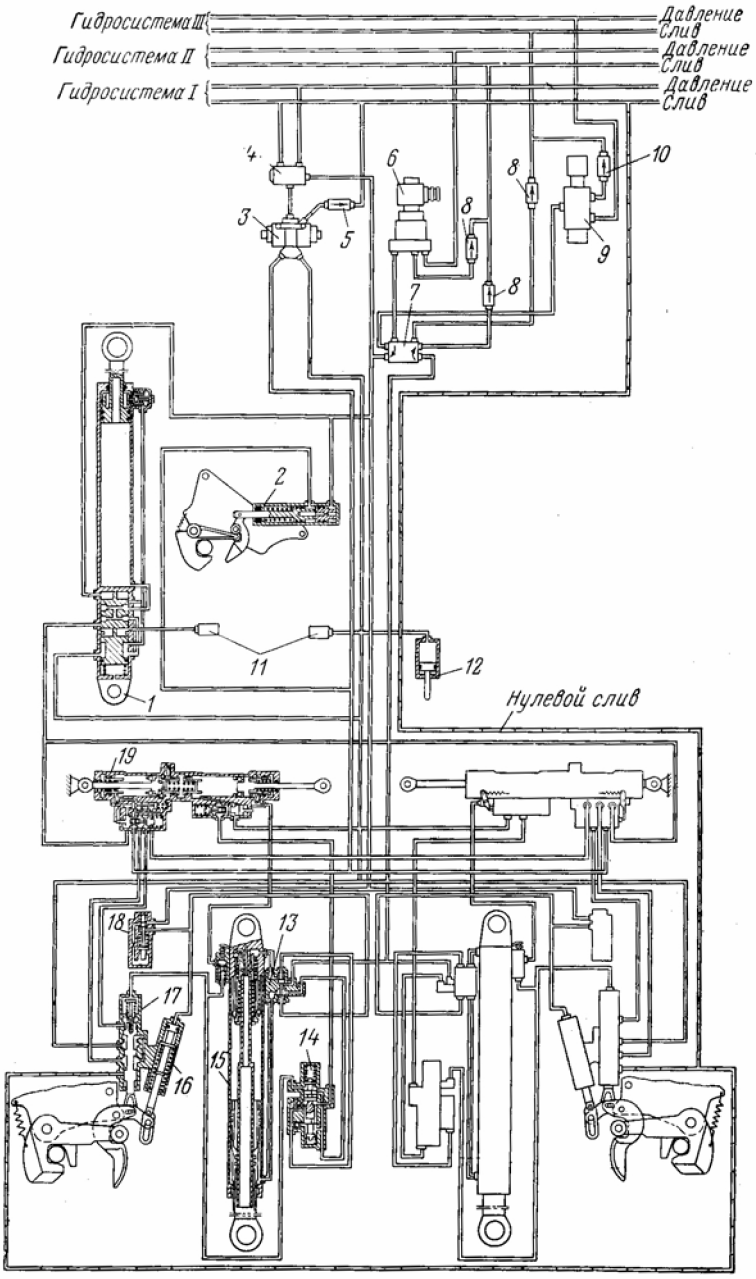


Рис. 5.48. Гидросистема шасси в положении на выпуск:
1—гидроподъемник; 2, 17—цилиндры замка подвески; 3—электромагнитный кран; 4—клапан отключения; 5, 8, 10—обратные клапаны; 6—кран аварийного выпуска шасси; 7, 13. 14—золотниковые распределители; 9—кран аварийного (дублирующего) выпуска шасси; 11—гаситель пульсаций; 12—цилиндр механизма распора; 15—цилиндр-подкос; 16—цилиндр аварийного открытия подвески; 17—цилиндр замка подвески; 18—реле времени; 19—цилиндр створок

В систему аварийного выпуска шасси (см. рис. 5.48) входят следующие агрегаты: кран аварийного выпуска шасси *6,* реле времени *18,* золотниковый распределитель *7,* обратный клапан *8* Остальные агрегаты являются общими как для основной, так и для аварийной системы выпуска.

Кран аварийного выпуска 5855.000 (рис. 5.49) обеспечивает подачу жидкости для аварийного выпуска шасси от второй гидросистемы.

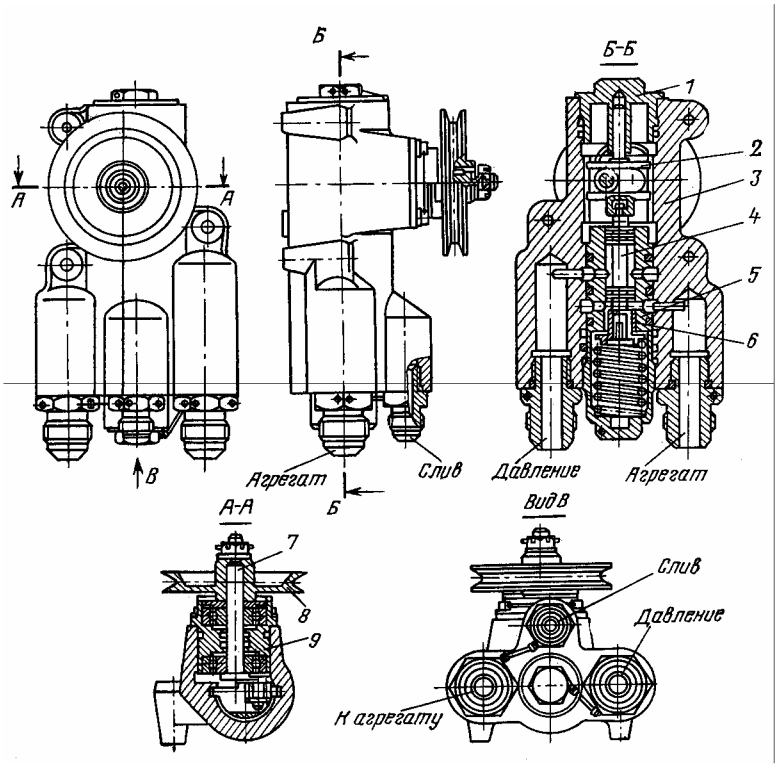


Рис. 5.49. Кран аварийного выпуска шасси 5855.000:
1—крышка; 2—поводок; 3—корпус; 4—золотник; 5—гильза; 6—упор; 7—эксцентриковый валик; 8—ролик; 9—букса

Кран состоит из корпуса *3,* золотника *4* с пружиной, эксцентрикового валика *7,* ролика *8* и поводка 2. На корпусе имеются штуцера с надписями «Давление», «Слив», «Агрегат».

В исходном положении золотник пружиной поднят вверх, при этом линия нагнетания заперта, а штуцера «Агрегат» и «Слив» сообщаются между собой. Давления жидкости в линии аварийного выпуска нет.

При перемещении золотника вниз, штуцер слива перекрывается а штуцер давления соединяется со штуцером агрегата.

Жидкость направляется через кран для аварийного выпуска шасси от второй гидросистемы.

Управляется кран от ручки *3* (рис. 5.50), расположенной на правом пульте в кабине пилотов. Ручка через тросовую проводку *2* связана с роликом *4* крана.

В исходном положении ручка законтрена. Для аварийного выпуска необходимо сорвать контровку, снять ручку с фиксатора, нажав кнопку, расположенную на ней. После этого энергично вытянуть ручку вверх. При этом эксцентриковый валик повернется и отпустит золотник вниз. По возвращении ручки в исходное положение золотник крана поднимается вверх под действием усилия пружины.

Для перекладки ручки в рабочее положение необходимо приложить усилие 6+2 *кгс.* Натяжение тросов системы управления регулируется тендерами и равно 10±1 *кгс* при температуре + 20° С.

Кран аварийного выпуска установлен внутри правого пульта пилотов, у шпангоута № 7.

Реле времени 5810.370, создавая гидравлическое сопротивление жидкости, идущей на открытие замка подвески, обеспечивает опережение открытия створок отсека шасси перед снятием главных ног с замков подвески.

Реле времени (рис. 5.51) имеет корпус *6,* поршень *7,* пружины *2, 5,* клапан *9* и буксу *3.*

На корпусе расположены два штуцера: к боковому — подводится жидкость, от осевого — она уходит на открытие замка и в цилиндр-подкос на выпуск шасси.

Полость под поршнем сообщена со штуцером входа через калиброванные отверстия в поршне и буксе. В исходном положении клапан закрывает штуцер выхода.

При подаче жидкости для аварийного выпуска шасси к реле времени она постепенно смещает поршень влево. В конце хода поршень захватит и откроет клапан, после этого жидкость направляется на открытие замка подвески и выпуск ноги. Клапан открывается при давлении 210 кгс/см^2 через 2—4 с, закрывается при давлении 55—65 кгс/см^2.

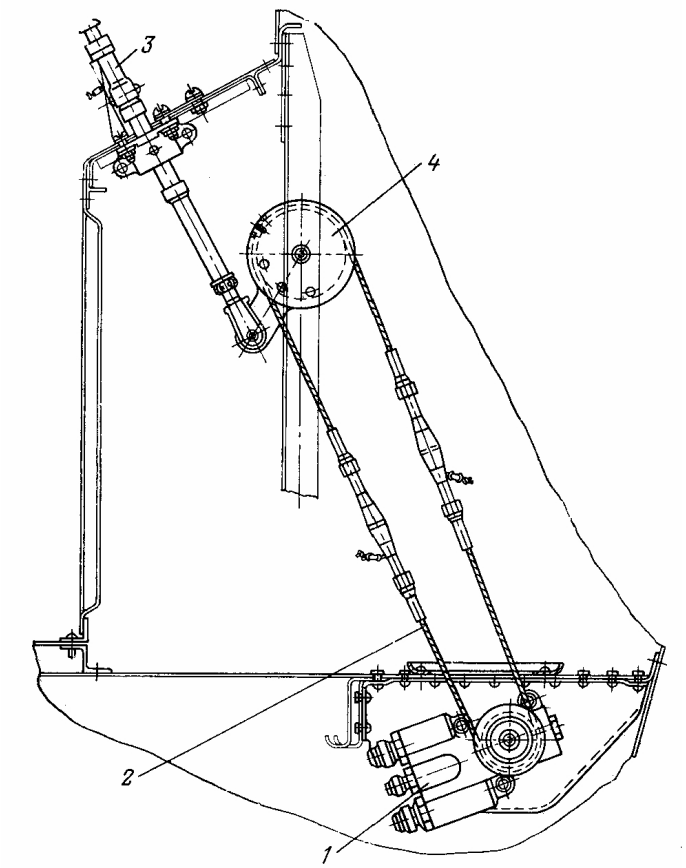


Рис. 5.50. Установка крана аварийного выпуска шасси:
1—кран; 2—трос; 3—ручка управления; 4—ролик

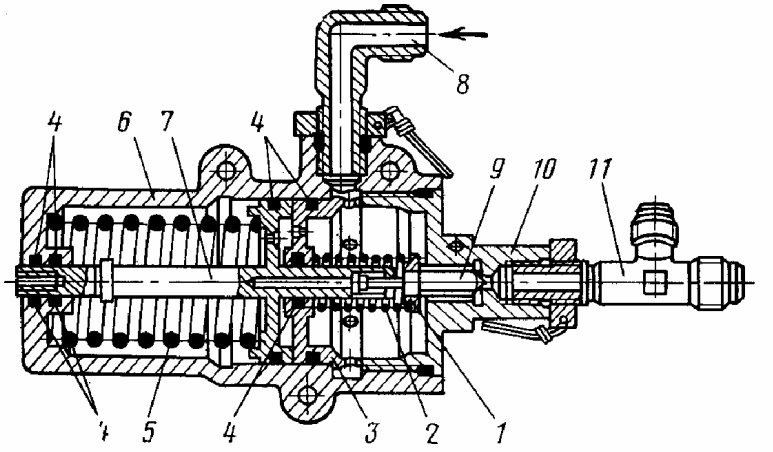


Рис. 5.51. Реле времени:
1—шайба; 2, 5—пружины; 3—букса; 4—кольцо; 6—корпус; 7—поршень; 8—угольник; 9—клапан; 10—гайка; 11—тройник

Таким образом, путем искусственного замедления открытия замка подвески происходит опережающее открытие створок отсека главных ног шасси.

На самолете расположено два реле времени на внутренних бортах гондол главных ног шасси.

Работа системы аварийного выпуска шасси. В случае отказа основной системы управления шасси можно выпустить аварийным способом от второй гидросистемы (см. рис. 5.48).

В систему аварийного выпуска входят ряд самостоятельных, агрегатов: кран аварийного выпуска шасси *6,* золотниковый распределитель *7*, реле времени *18* и два обратных клапана *8.* Остальные агрегаты являются общими для основной и аварийной систем выпуска.

Перед аварийным выпуском шасси необходимо убедиться, что переключатель основного управления шасси стоит в нейтральном положении, а выключатель, расположенный под трафаретом «Выпуск от третьей гидросистемы», выключен.

Для выпуска шасси аварийным способом надо снять контровку, нажать кнопку и вытянуть ручку крана аварийного выпуска вверх до упора. В этом положении ручка автоматически запирается на замок.

Правильность работы системы аварийного выпуска проверяется по световой сигнализации, работающей так же, как при основном выпуске шасси.

Жидкость из второй гидросистемы, пройдя кран аварийного выпуска 6 и золотниковый распределитель *7,* поступит к следующим агрегатам:

— к клапану отключения *4,* который отключит линию нагнетания от первой гидросистемы, а линию от электромагнитного крана сообщит с баком первой гидросистемы. При наличии давления в этой линии оно упадет до нуля;

— к цилиндру замка подвески передней ноги, при этом происходит открытие замка;

— к гидроподъемнику передней ноги. Сработает второй золотник, опустившись вниз, и пропустит жидкость на выпуск шасси. Из противоположной полости гидроподъемника жидкость сливается через золотниковый распределитель 7, обратный клапан *8* в гидробак второй гидросистемы;

— к цилиндру створок (в первую половину). Смещает золотниковый распределитель и цилиндр вправо. Створки отсека шасси открываются. Из противоположной полости жидкость сливается в гидробак тем же путем;

— к реле времени *18,* которое пропускает жидкость к замку подвески главной ноги. Замок подвески сработает после того, как откроются створки отсека.

Одновременное срабатывание замка подвески и створок отсека исключается наличием реле времени, которое подает жидкость на открытие замка с запаздыванием на 2—4 с по отношению ко времени открытия створок:

— к золотниковому распределителю *13* одновременно с подачей жидкости к замку подвески. Золотник распределителя отключает линию основного управления и пропустит жидкость в цилиндр-подкос. Происходит выпуск главной ноги. Из противоположной полости жидкость направляется в бак второй гидросистемы. В конце хода штока запирается цанговый замок. Створки отсека главной ноги после аварийного выпуска остаются открытыми.

Выпущенное положение шасси при аварийном управлении сигнализируется загоранием трех зеленых ламп на средней приборной доске пилотов. После аварийного выпуска ручка управления краном должна оставаться в положении «Выпуск» до выявления причин отказа первой гидросистемы.

Работа системы дублирующего аварийного выпуска шасси. Дублирующий аварийный выпуск шасси от третьей гидросистемы производится в том случае, если отказ первой и второй гидросистем произошел до момента выпуска шасси. Если при попытке

выпустить шасси от первой и второй гидросистем в них произошло падение давления жидкости до нуля, то выпускать шасси от третьей гидросистемы категорически запрещается. Перед дублирующим аварийным выпуском шасси необходимо убедиться, что включены автоматы защиты цепи управления и цепи питания крана выпуска шасси от третьей гидросистемы. Первый автомат защиты расположен на правой панели, второй — в РК ВСУ-РАП под трафаретами «Выпуск от третьей гидросистемы».

Переключатель основного выпуска шасси должен стоять в нейтральном положении, а ручка аварийного выпуска, находящаяся в исходном положении, утоплена. После этого надо включить переключатель, находящийся под трафаретом «Выпуск от третьей гидросистемы» на верхнем электрощитке пилотов.

Жидкость от крана 9 (см. рис. 5.48) поступит к золотниковому распределителю 7. Распределитель подключит управление дублирующим аварийным выпуском от третьей гидросистемы в линию аварийного выпуска шасси от второй гидросистемы. Дальше работа системы дублирующего аварийного выпуска будет осуществляться так же, как при работе системы аварийного выпуска от второй гидросистемы.

Створки отсеков главных ног шасси после дублирующего аварийного выпуска будут открыты. Слив жидкости из агрегатов гидросистемы шасси будет происходить в гидробак третьей, гидросистемы. После загорания сигнальных ламп с зеленым светофильтром необходимо выдержать систему выпуска под давлением 20—25 с и выключить переключатель.

При дублирующем аварийном выпуске шасси происходит частичное перераспределение жидкости между баками; в гидробаке первой и второй гидросистем объем масла уменьшается на 6 *л*, а в гидробаке третьей гидросистемы — увеличивается на эту величину.

Увеличение идет за счет разности объемов потраченной и слитой жидкости в гидробак.

Время аварийного и дублирующего выпусков шасси должно быть не более 25 *с*.

5.9. ГИДРОСИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПОВОРОТОМ КОЛЕС ПЕРЕДНЕЙ НОГИ ШАССИ

Гидросистема управления поворотом колес передней ноги питается энергией давления жидкости от второй гидросистемы.

Управление разворотом колес передней ноги осуществляется с помощью педалей пульта ножного управления, при этом одновременно отклоняется и руль направления.

Система управления имеет три варианта работы:

— вариант малых углов поворота колес. В этом случае при полном отклонении педалей колеса разворачиваются на угол ±8°30' от нейтрального положения. Данный вариант используется при пробеге и разбеге самолета;

— вариант больших углов поворота колес. При полном отклонении педалей колеса разворачиваются на угол ±55° от нейтрального положения. Данный вариант используется при рулении самолета по аэродрому;

— вариант свободной ориентации колес (демпфирования). При этом варианте колеса автоматически устанавливаются в нейтральное положение после отрыва от земли. Установка колес в нейтральное положение исключает поломку элементов шасси и створок во время уборки ноги развернутыми колесами. Отключение системы управления колес осуществляется концевым выключателем, установленным на амортизаторе передней ноги.

Во время посадки самолета этот выключатель обеспечивает обратный переход колес на вариант малых углов поворота. Одновременно происходит согласование разворота колес с положением руля направления и включение рулежно-демпфирующего цилиндра в работу.

Рулежно-демпфирующий цилиндр устанавливает колеса в нейтральное положение при нейтральном положении педалей или разворачивает колеса согласно углу отклонения руля направления.

Таким образом, эффективность разворота самолета зависит от угла поворота колес и угла отклонения руля направления. При большой скорости движения самолета по земле эффективность руля направления значительная, а колес — малая; при уменьшении скорости функции меняются.

В конце пробега самолета колеса можно перевести на вариант больших углов отклонения, что улучшает маневренность самолета. В этом варианте работы эффективность руля направления практически равна нулю.

В аварийных случаях, например при отказе системы управления, колеса автоматически переходят на вариант свободного ориентирования (демпфирования). Для выдерживания направления движения самолета приходится применять раздельное торможение колес главных ног шасси.

Органом управления поворотом колес являются педали управления рулем направления. При отклонении левой педали вперед колеса разворачиваются влево, самолет также разворачивается влево и наоборот.

В систему управления поворотом колес (рис. 5.52) входят следующие элементы: электромагнитный кран *4*, золотниковый пульт *3*, кран переключения *2*, рулежно-демпфирующий цилиндр *1*, пружинная тяга *4* (рис. 5.53), гермоузел *11* и пружинный цилиндр *10*.

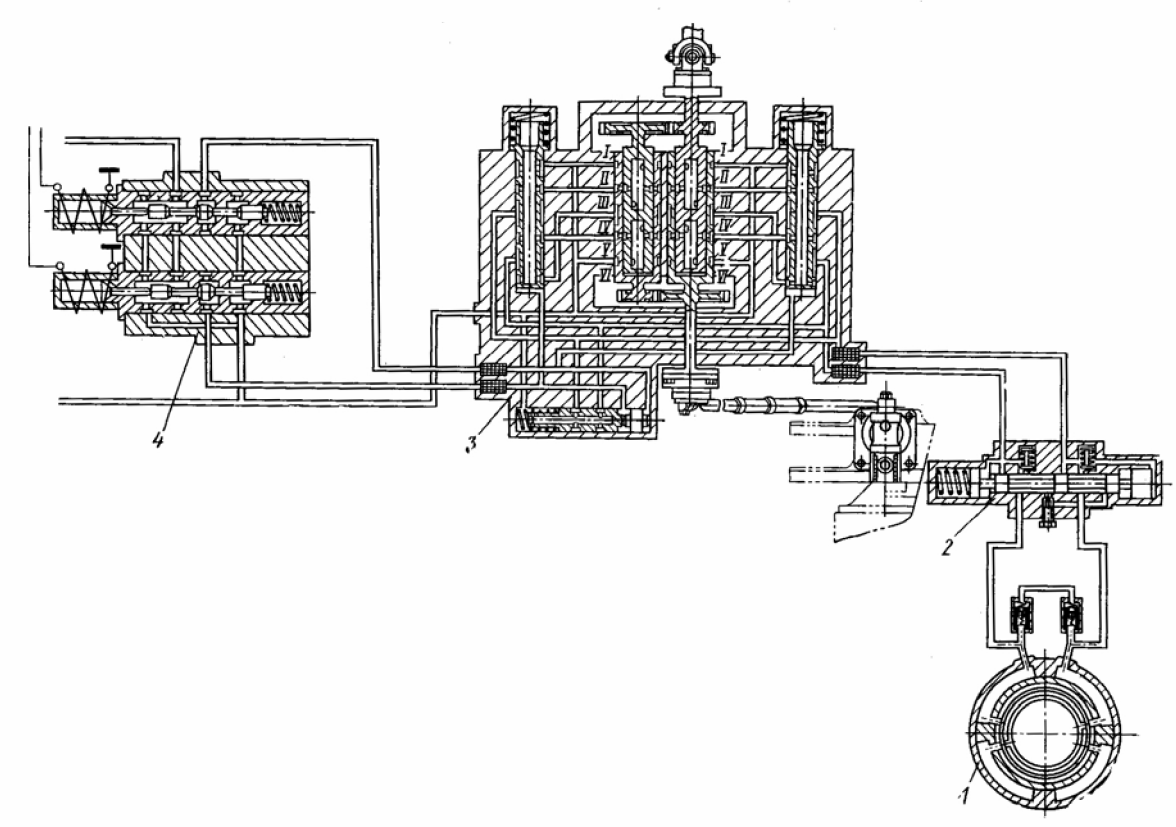


Рис. 5.52. Система управления поворотом колес:
1—рулежно-демпфирующий цилиндр; 2—кран переключения; 3—золотниковый пульт: 4—электромагнитный кран

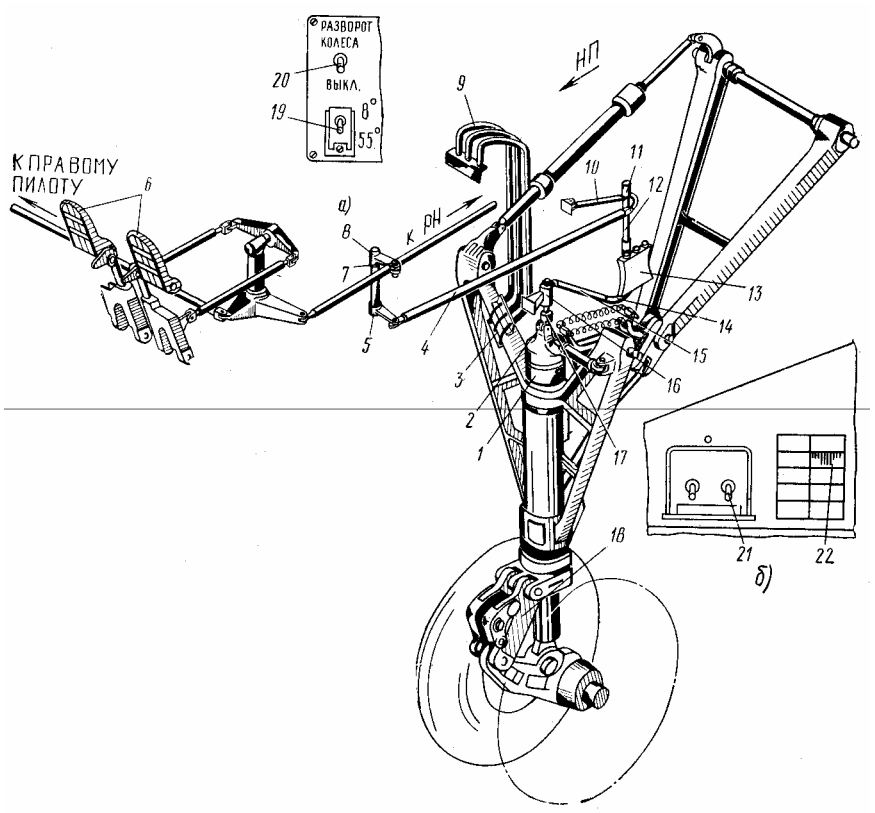


Рис. 5.53. Управление поворотом колес передней ноги: а—электрощиток пилотов; б—правая панель автоматов защиты; 1—рулежно-демпфирующий цилиндр; 2—серьга; 3—кран переключения; 4—пружинная тяга; 5—стойка; 6—педали; 7, 14, 16—качалки; 8—срезной болт; 9—трубопровод; 10—пружинный цилиндр; 11—гермоузел; 12—вал; 13-золотниковый пульт; 15—регулируемая тяга; 17—кардан; 18—звено; 19—переключатель поворота колес на 8° или 55°; 20—выключатель; 21—выключатель блокировки при необжатой стойке; 22—табло сигнализации

Электромагнитный кран ГА-163 (рис. 5.54) обеспечивает подвод жидкости к золотниковому пульту для разворота колес.

Агрегат состоит из корпуса 1, электромагнитов *10,* толкатель *27,* золотника *33* и пружины *37.* На корпусе расположено четыре штуцера: к одному жидкость подходит от гидронасоса, второй — соединен с гидробаком, от двух других жидкость направляется к золотниковому пульту на большой или малый углы поворота, Кран имеет электрическое управление. Золотники крана при обесточенных электромагнитах сообщают обе линии от золотникового пульта с гидробаком. Колеса находятся при этом в режиме свободного ориентирования.

При включении одного из электромагнитов золотник перемещается, и жидкость идет к золотниковому пульту. При обесточенном электромагните золотник встает в исходное положение под действием пружины.

Управляется электромагнитный кран от переключателя, расположенного на верхнем электрощитке пилотов. Переключатель имеет два фиксированных положения — 8° и 55°. Эти цифры показывают максимальный угол разворота колес при полном перемещении педали вперед. Режим работы электромагнитов длительный.

Электроцепь питания крана защищена автоматами защиты, расположенными на правой панели под трафаретами «Разворот передних колес» и «Шасси и сигнализация управления».

Кран установлен в отсеке передней ноги слева, у шпангоута № 14.

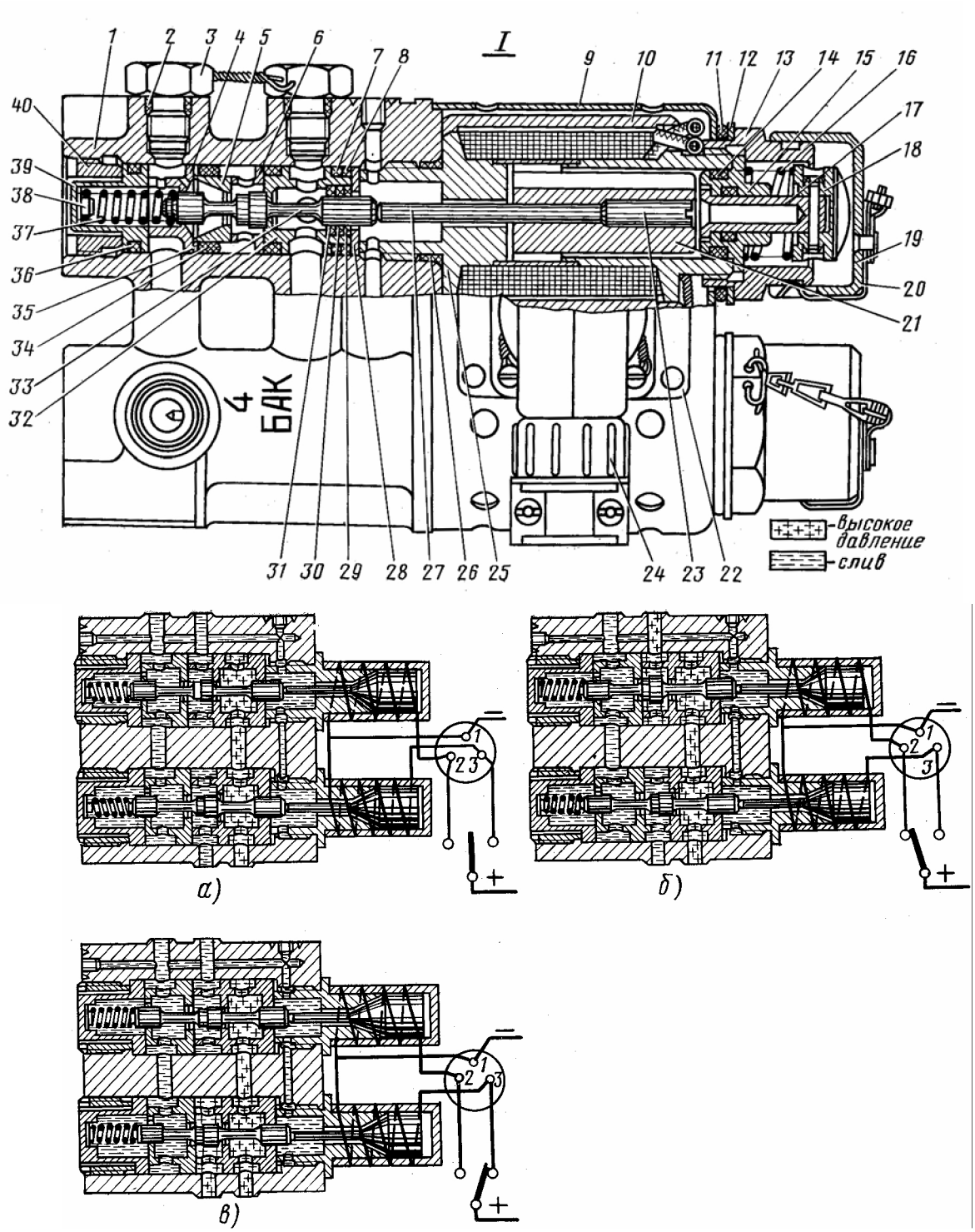


Рис. 5.54. Электромагнитный кран ГА-163:
I—общий вид; 1—корпус; 2, 7, 11, 14, 26, 30, 34, 36—уплотнительные кольца; 3—заглушка; 4, 32— гильзы; 5—седло; 6-втулка. 8, 29, 31, 35—прокладки; 9—кожух; 10—электромагнит; 12, 28—шайбы; 13, 40—гайки; 15—вкладыш; 16, 37—пружины; 17—шток, 18—кнопка; 19—колпачок; 20—замок; 21—якорь; 22—переходник; 23—винт; 24—штепсельный разъем; 25—электромагнит; 27—толкатель; 33—золотник; 38—опора; 39—упор; II—схема работы: а—электромагниты обесточены; б, в—цепь одного из электромагнитов замкнута

Золотниковый пульт РГ-16А (рис. 5.55) обеспечивает подачу жидкости в рулежно-демпфирующий цилиндр для разворота колес на 8° или 55°.

Агрегат имеет корпус *19*, золотник *9, 17*, гильзы обратной связи *8, 18*, золотник кольцевания, фильтры, шестерни *4, 13, 16, 20*, входное звено 1 и выходное звено *14*.

На корпусе расположено пять штуцеров. Два из них отводят жидкость к рулежно-демпфирующему цилиндру. К двум другим подходит жидкость от электромагнитного крана ГА-163. Эти штуцера обозначены буквами «М» и «5» (см. рис. 5.57). В штуцерах установлены фильтрующие элементы, предохраняющие агрегат от засорения механическими примесями. Кроме этого, в штуцерах подвода жидкости к золотниковому пульту поставлены дроссельные шайбы с различным диаметром отверстий. Дроссельная шайба для малых углов поворота имеет меньший диаметр отверстия. Пятый штуцер соединяет агрегат с гидробаком и имеет обозначение «С».

В корпусе установлены два комплекта золотников и гильз обратной связи. Золотник *9* соединен с входным звеном. Усилие на входное звено передается через систему тяг и качалок от педалей пульта ножного управления. Золотник размещен внутри гильзы обратной связи *8*. Гильза обратной связи соединена с выходным звеном *14*. Движение на гильзу передается от цилиндра амортизатора при повороте колес.

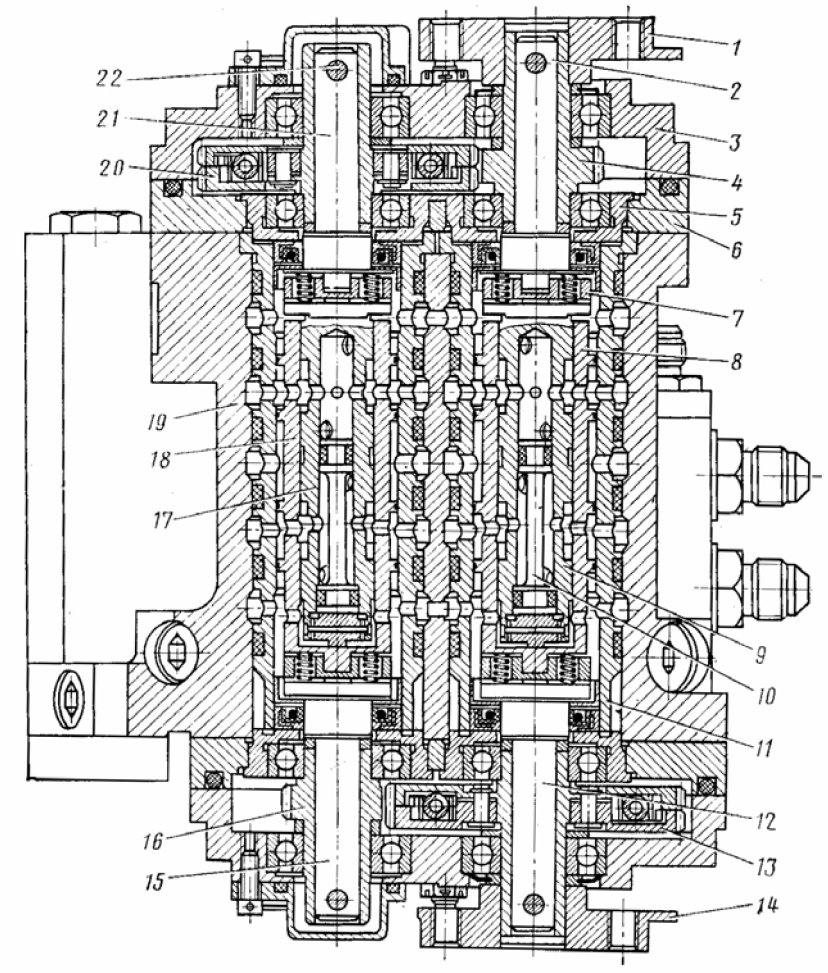


Рис. 5.55. Золотниковый пульт РГ-16А:
1—входное звено; 2, 12, 15, 21—водила; 3—крышка; 4, 13, 16, 20—шестерни; 5—втулка; 6—шайба; 7—муфта; 8, 18—гильзы обратной связи; 9, 17—золотники; 10—вставка; 11—неподвижная гильза; 14—выходное звено; 19—корпус: 22—штифт

Данный комплект золотника с гильзой обеспечивает управление поворотом колес на большие углы. Второй комплект аналогичен по конструкции описанному выше и обеспечивает управление поворотом колес на малые углы.

Оба комплекта соединены между собой системой шестерен *4, 20* и *13, 16.* Следовательно, усилие от входного звена может поступать как на золотник больших углов, так и на золотит малых углов поворота колес.

Причем угол поворота золотника малых углов будет значительно меньше, чем золотника больших углов, вследствие разного числа зубьев шестерен *4, 20.* Усилие от следящей системы передается на гильзу обратной связи *8* (больших углов) и через шестерни *13, 16*— на гильзу обратной связи *18* (малых углов поворота колес). Однако из-за различного числа зубьев шестерен гильза обратной связи малых углов будет вращаться значительно быстрее, чем гильза обратной связи больших углов. Движение на золотники и гильзы обратной связи передается через специальные муфты 7.

Как гильзы обратной связи, так и золотники имеют большое количество отверстий для распределения жидкости по полостям рулежно-демпфирующего цилиндра. Для изоляции верхнею и нижнего отверстий золотника внутри его поставлена вставка *10* с уплотнительным кольцом. Отверстия золотников (рис. 5.56) и гильз на уровне сечений *I—I'* и *VI-VI'* сообщены с гидробаком; на уровне сечений *II—II* и *V—V'*— сообщаются с рулежно-демпфирующим цилиндром для подачи жидкости соответственно на левый или правый поворот колес; на уровне сечений *III—III'* и *IV—IV'* сообщены с подводимым высоким давлением жидкости к агрегату.

Большие шестерни выполнены из двух половин, связанных между собой пружинами. Такая конструкция обеспечивает безлюфтовое соединение шестеренчатой пары.

Кроме этого, в корпусе установлено два переключающих золотника *1*, *7* (рис. 5.57) с пружинами.

Переключающие золотники обеспечивают подвод жидкости под высоким давлением к золотникам больших и малых углов поворота колес и одновременно сообщают проточки этих золотников с линией слива.

Если подводимое высокое давление жидкости упадет до нуля, то пружины вернут переключающие золотники в исходное — нижнее положение.

Золотник кольцевания *13* отключает рулежно-демпфирующий цилиндр от сливной линии при переходе колес на режим управления. Для отключения линии слива жидкость подводится как к самому золотнику, так и к поршню *12.*

Работа золотникового пульта в режиме больших углов. Перемещая правую педаль вперед, жидкость направляется к штуцеру *Б,* проходя через фильтр, она направляется к золотнику кольцевания *13* и через поршень *12* смещает его влево. Золотник кольцевания разобщает линии от рулежно-демпфирующего цилиндра и переводит колеса с режима свободной ориентации на режим управления поворотом колес. Одновременно жидкость поднимает переключающий золотник 7 вверх и подходит к гильзе обратной связи *4* в сечении *III* и *IV* (см. рис. 5.57).

При нейтральном положении колес жидкость не проходит к золотнику *6.* При перемещении правой педали вперед сечение *IV*(см. рис. 5.56) золотника совпадет с сечением *IV* гильзы *4* (см. рис. 5.57) и жидкость, пройдя через них, направится в проточку переключающего золотника 7, выходной фильтр *11* штуцера *П* в рулежно-демпфирующий цилиндр, для правого разворота колес.

Из противоположных полостей рулежно-демпфирующего цилиндра идет слив жидкости через штуцер *Л,* фильтр *10* (см. рис. 5.57), переключающий золотник, сечения *I* (см. рис. 5.56) золотника *6* (см. рис. 5.57) в гидробак.

Во время поворота колес вступает в работу система обратной связи, которая поворачивает гильзу *4* (см. рис. 5.57) в том же направлении.

При остановке золотника *6* гильза догоняет его и перекрывает сверления слива и подвода высокого давления. Рулежно-демпфирующий цилиндр останавливается, прекращая поворот колес.

Так осуществляется элементарный цикл поворота колес. При перемещении левой педали вперед на такой же угол, как и при перемещении правой педали, и при постановке ее в нейтральном положении колеса также займут это положение. Система будет работать аналогичным порядком, осуществляя поворот колес влево. В этом случае жидкость идет к рулежно-демпфирующему цилиндру через сечения золотника *III*, а слив происходит через сечение *VI* (см. рис. 5.56).

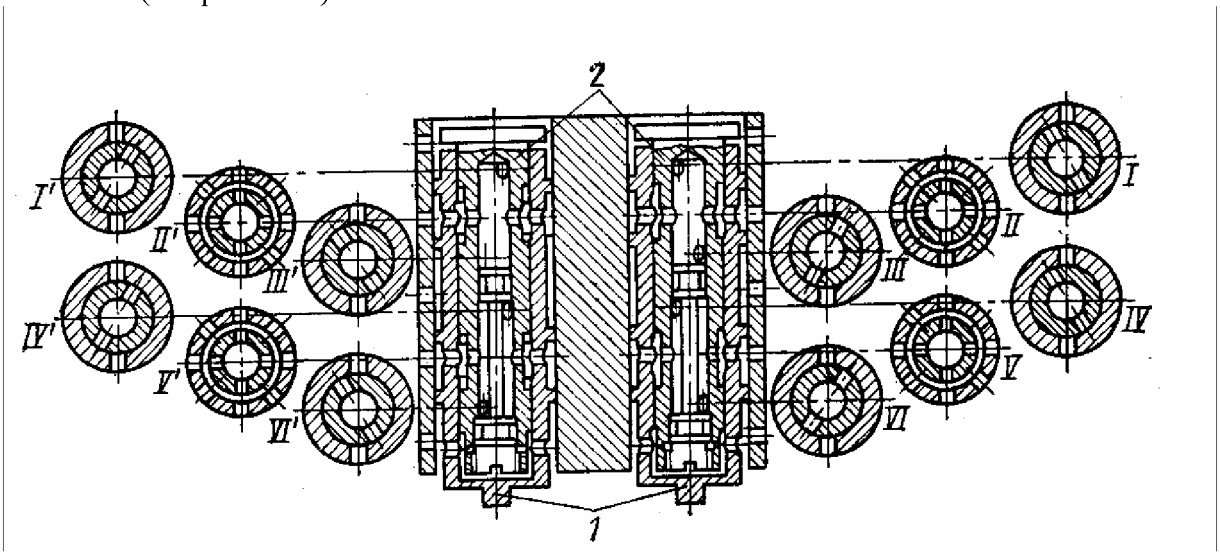


Рис. 5.56. Золотниковые пары (в сечении показаны только золотник и гильза): 1—гильза; 2—золотник

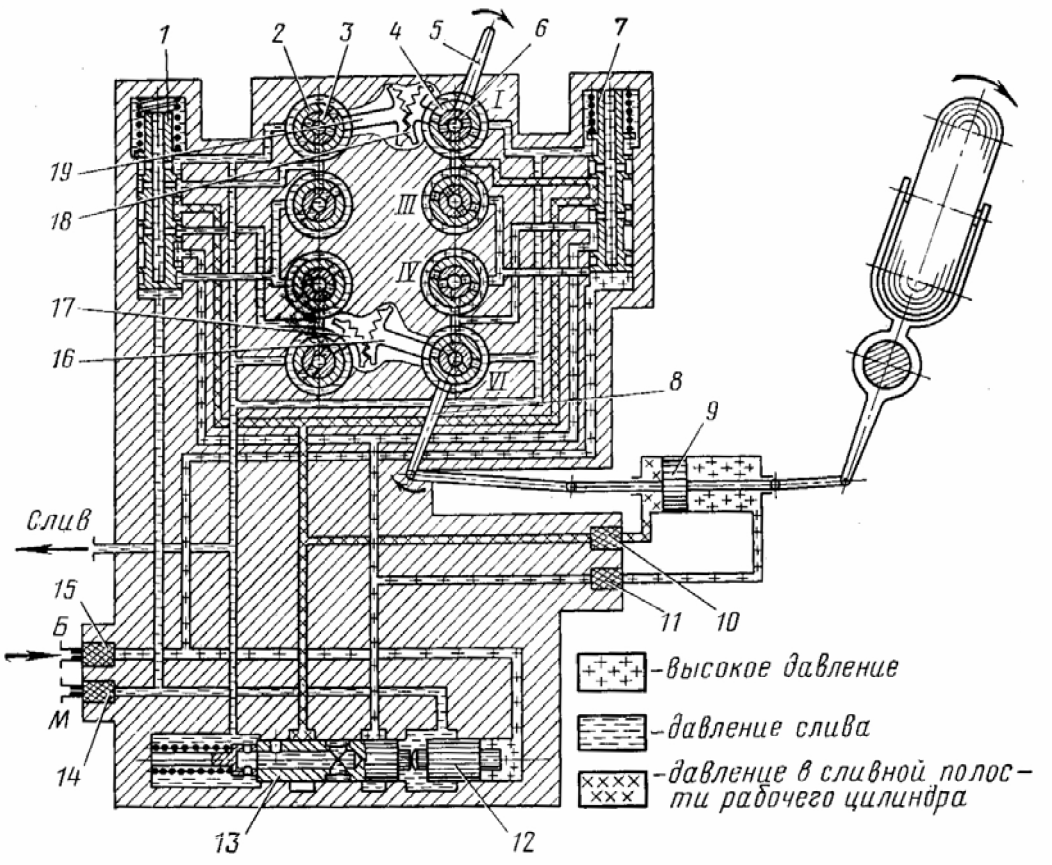


Рис. 5.57. Принципиальная схема разворота колес на большие углы:

1, 7—переключающие золотники; 2, 4—гильзы; 3, 5—золотники; 8—выходное звено; 9—рулежно-демпфирующий цилиндр; 10, 11, 14, 15—фильтры; 12—поршень; 13—золотник кольцевания; 16, 17, 18, 19—шестерни

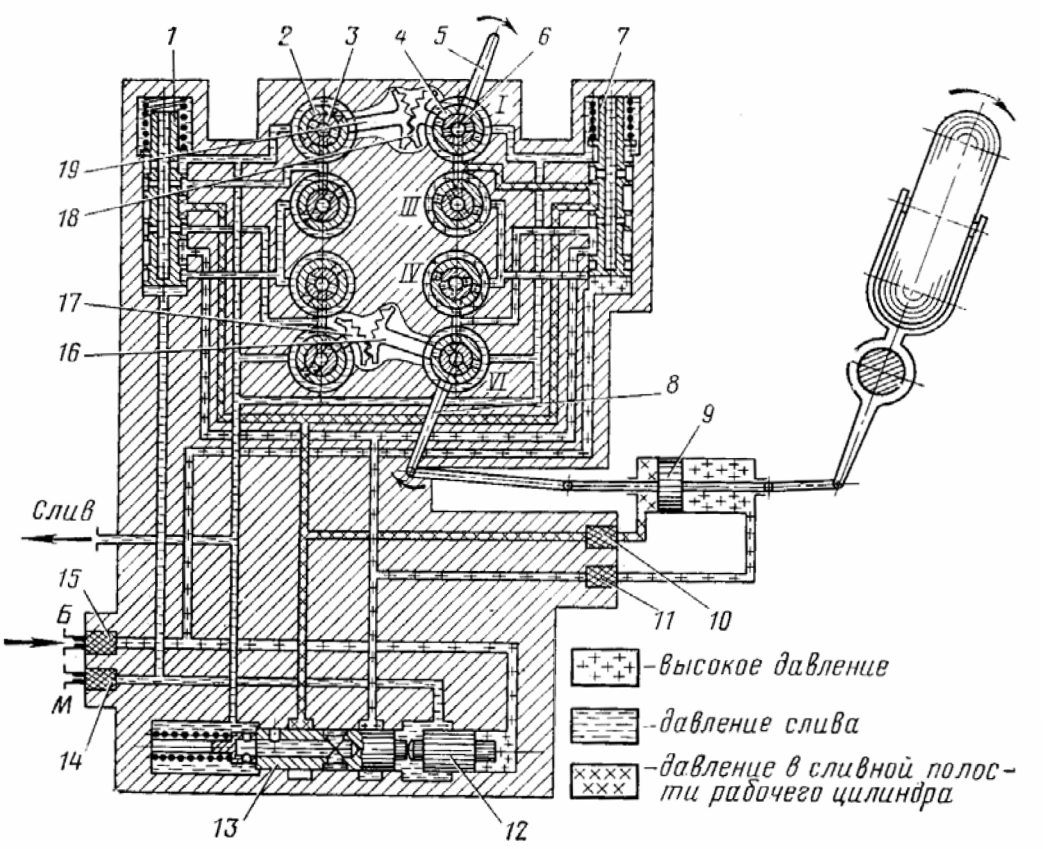


Рис. 5.58. Принципиальная схема разворота колес на малые углы:
1, 7—переключающие золотники; 2, 4—гильзы;3, 6—золотники; 8—выходное звено; 9—рулежно-демпфирующий цилиндр; 10, 11, 14, 15—фильтры; 12—поршень; 13—золотник кольцевания; 16, 17, 18, 19—шестерни

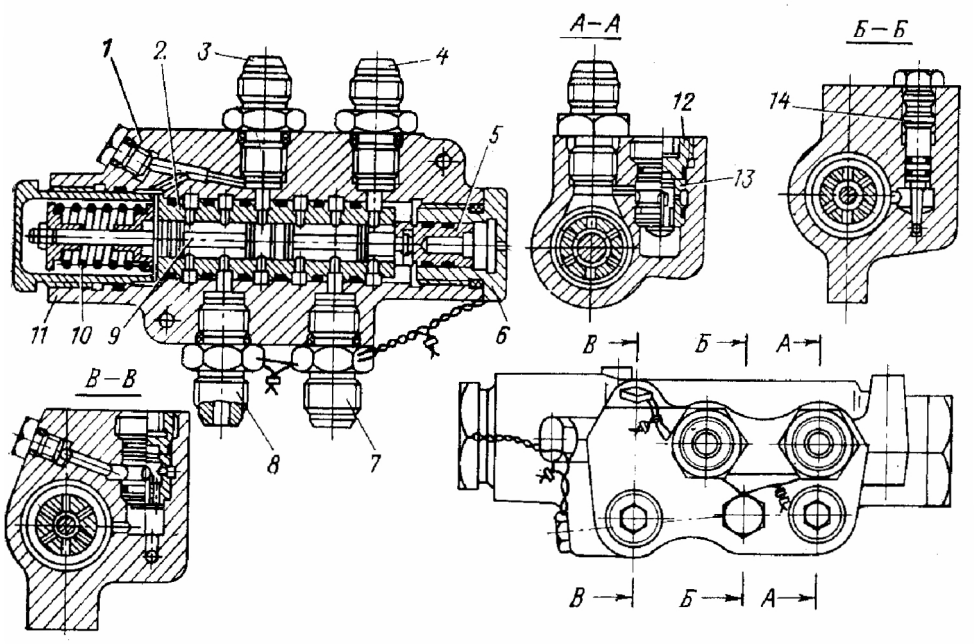


Рис. 5.59. Кран переключения Н5806-200:
1—корпус; 2— гильза; 3, 4—линии от золотникового пульта РГ-16А; 5—поршень; 6—болт; 7, 8—линии на поворот колес; 9—золотник; 10—пружина; 11—колпачок; 12—

пробка; 13—клапан; 14—дроссельная игла (условные обозначения те же, что и на рис. 5. 58)

Во время работы золотникового пульта на режиме больших углов золотник и гильза обратной связи малых углов совершают свое движение в холостую, так как переключающий золотник *1* (см. рис. 5.57) не подводит жидкость к золотнику *3* малых углов.

При выключении гидравлики переключающий золотник и золотник, кольцевания под действием усилия пружин вернутся в исходное положение. Золотник кольцевания сообщит полости рулежно-демпфирующего, цилиндра между собой. Колеса перейдут в режим свободной ориентации.

Работа золотникового пульта в режиме малых углов. Жидкость под давлением (рис. 5.58) проходит через штуцер *М* и перемещает золотники кольцевания *13* и переключающий 1 из нейтрального положения. При этом жидкость будет «дежурить» с высоким давлением в сечениях *III* и *IV* гильзы *2*. Перемещая правую педаль вперед, жидкость проходит золотник *3* через сечения *IV* (см. рис. 5.56), переключающий золотник, выходной фильтр *11* (см. рис. 5.57) и попадает в рулежно-демпфирующий цилиндр. Последний осуществляет правый поворот колес. Жидкость сливается в гидробак из противоположных полостей цилиндра через штуцер *Л,* фильтр *10* (см. рис. 5.58), переключающий золотник *1* и сечения золотника *I*'.

Следящая система во время поворота колес приводит гильзу *2* обратной связи в движение. Гильза, приближаясь к золотнику *3,* перекрывает его отверстия, в результате чего поворот колес прекращается.

Жидкость в несообщающихся полостях рулежно-демпфирующего цилиндра будет удерживать колеса в развернутом положении.

При работе золотникового пульта в режиме малых углов, благодаря шестерням *18* и *19,* угол поворота золотника будет в 2,26 раза меньше, чем угол поворота входного звена. Такой же угол поворота будет и у гильзы обратной связи *2.*

С повреждением золотникового пульта срезается болт, соединяющий элементы входного звена с системой управления рулем направления. Разворот самолета в этом случае будет происходить от аэродинамических сил, действующих на руль направления. Золотниковый пульт расположен в левой части отсека передней ноги.

Кран переключения Н5806-200 (рис. 5.59) обеспечиваем автоматический перевод колес с режима управления на режим свободной ориентации и наоборот.

Кран имеет корпус *1,* золотник *9,* поршень *5*, пружину *10,* клапан перепуска *13* и дроссельную иглу *14.*

На корпусе расположены четыре штуцера, два из которых соединены с золотниковым пультом, а остальные — с рулежно-демпфирующим цилиндром.

При не поступлении жидкости через золотниковый пулы золотник находится под усилием пружины в правом положении. Тогда накрест лежащие полости рулежно-демпфирующего цилиндра сообщаются между собой через дроссель крана. Переход жидкостей из одних полостей в другие сопровождается большими гидравлическими сопротивлениями, что вызывает гашение колебаний колес в режиме свободной ориентации.

Клапаны перепуска компенсируют утечку жидкости из полостей рулежно-демпфирующего цилиндра, в результате чего предотвращается в них образование воздушных пробок.

При подводе высокого давления по трубопроводам от золотникового пульта жидкость, действуя на поршни, смещает золотник влево и проходит к рулежно-демпфирующему цилиндру для разворота колес. Из противоположных полостей через кран переключения жидкость сливается в гидробак.

После прекращения подачи жидкости для разворота колес давление под поршнем уменьшается и пружина, возвращая золотник вправо, переводит колеса в режим свободной ориентации. Переход колес в режим свободной ориентации происходит либо при установке переключателя управления на верхнем электрощитке пилотов в положение «Выключено», либо при отрыве самолета от земли в момент размыкания концевого выключателя на амортизационной стойке и на механизме распора.

Кран переключения расположен в отсеке передней ноги на раме амортизатора.

Работа системы управления поворотом колес. При срабатывании электромагнитный кран *4* (см. рис. 5.52) пропускает жидкость под давлением к золотниковому пульту *3*. При нейтральном положении педалей в магистрали после электромагнитного крана перед золотниковым пультом будет повышенное давление.

При движении любой педали вперед через систему жестких тяг срабатывает золотниковый пульт, пропускающий жидкость через кран переключения *2* в рулежно-демпфирующий цилиндр 1. С помощью этого цилиндра начнется разворот колес, при этом из противоположных его полостей жидкость направляется в гидробак, через кран переключения, золотниковый пульт и обратный клапан.

При развороте колес приведется в действие система обратной связи, которая, сработав, перекроет подачу жидкости на продолжение поворота колес. Таким образом, обратная связь обеспечивает пропорциональность поворота колес передней ноги величине перемещения педали вперед. Иными словами, чем больше переместится педаль вперед, тем больше будет угол поворота колес.

При максимальном ходе педали вперед максимальный угол поворота будет равен либо 8°30, либо 55° (в зависимости от положения переключателя).

Пружинная тяга *4* (см. рис. 5.53) обеспечивает возможность управления рулем направления при неисправности механической части системы поворота колес.

Тяга изготовлена из дюралевой трубы с установкой внутри ее пружины. Пружина работает на сжатие при увеличении или уменьшении длины тяги. Изменение длины тяги происходит в том случае, если усилия, передаваемые ею на золотниковый пульт, превысят величину предварительного обжатия пружины.

Заедание пружинной тяги вызовет срезание болта *8*, соединяющего систему поворота колес с тягами системы руля направления.

Пружинный цилиндр *10* (см. рис. 5.53) обеспечивает возвращение системы поворота колес в нейтральное положение при разрушении ее механической части. Пружинный цилиндр установлен в отсеке передней ноги и соединен с входным валом *12* золотникового пульта. При передаче усилий с пружинной тяги *4* на входной вал *12* пружинный цилиндр *10* получает обжатие.

Если механическая часть системы откажет в работе, то пружинный цилиндр возвращает входной вал золотникового пульта в исходное положение, вследствие чего колеса возвращаются в исходное (нейтральное) положение.

Гермоузел, поставленный на верхней части входного вала, обеспечивает герметизацию верхней его части, проходящей через стенку гермокабины.

Электросхема управления поворотом колес. Электрическая часть системы (рис. 5.60) либо производит подготовку колес к режиму управления, либо переводит их с режима управления в режим свободной ориентации.

Система управления поворотом колес защищена автоматами защиты, расположенными на правой панели под трафаретами «Разворот передних колес» и «Шасси и сигнализация управления».

Для подготовки к работе системы включают выключатель *10* на верхнем электрощитке пилотов. Этим выключателем при желании можно выключить систему управления поворотом колес.

В случае перевода переключателя *9* в положение 55° электроток через концевой выключатель *3*, выключатель *10* управления поворотом колес и переключатель *9* подается

на электромагнитный кран *8*, на реле блокировки *5* концевого выключателя обжатого положения амортизационной стойки, световое табло *6* и к реле *7* сигнализации поворота колес на 55°.

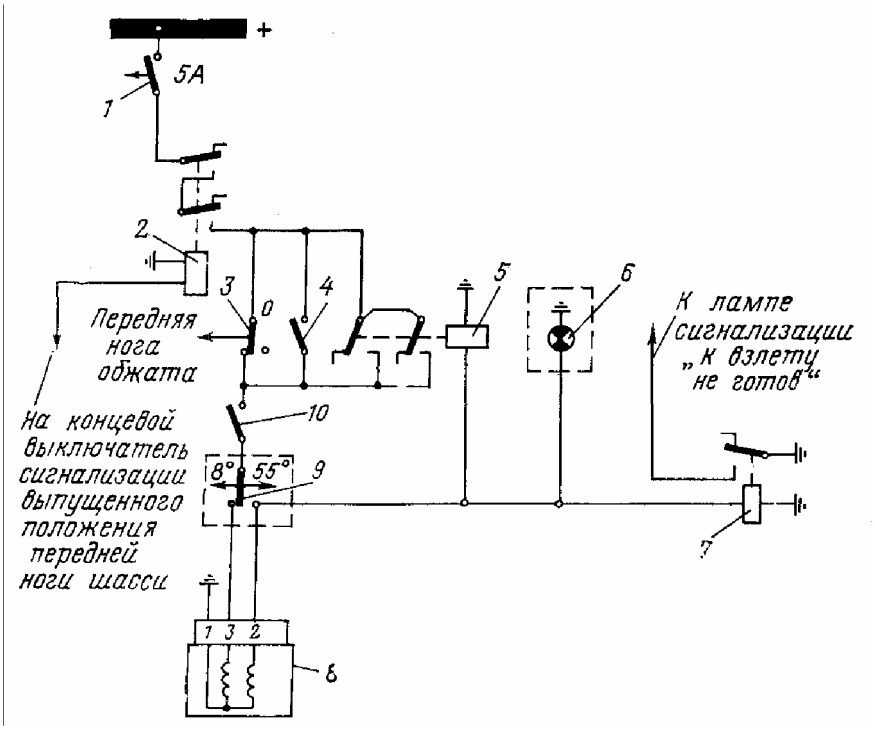


Рис. 5.60. Электросхема управления поворотом колес:
1—автомат защиты; 2—реле блокировки поворота колес; 3—концевой выключатель; 4—выключатель блокировки при необжатой стойке, 5—реле блокировки концевого выключателя; 6—табло сигнализации поворота колес на 55 град; 7—реле сигнализации поворота колес на 55°; 8—электрокран; 9—переключатель поворота колес на 8" или 55°; 10—выключатель

Во время движения самолета по неровной поверхности ВПП концевой выключатель *3* может периодически разрывать электрическую цепь управления. Это приводит к ненормальной работе системы. Реле блокировки 5 позволяет избежать этот вариант работы системы.

При работе системы в режимах больших углов поворота колес летчику подается сигнал на красное световое табло «К взлету не готов» и на световое табло *6* сигнализации поворота колес на 55°. Табло расположено на средней приборной доске пилотов, второе в трафарете правой панели автоматов защиты.

Во время перестановки переключателя *9* в положение 8° электроток поступает только на электромагнитный кран *8*. Концевой выключатель *3*, расположенный на амортизаторе передней ноги, выключает систему управления при уборке ноги шасси, при этом колеса автоматически устанавливаются в нейтральное положение. Это происходит при отрыве самолета от земли. После выпуска шасси выключатель *3* срабатывает, тем самым подготавливая систему управления к работе.

При включении выключателя *4*, расположенного на щитке сигнализации (средняя приборная доска пилотов), можно проверить работу системы на земле при необжатой амортизационной стойке.

Реле блокировки поворота колес *2* в убранном положении исключает разворот колес после уборки, когда неисправен концевой выключатель *3* на амортизаторе передней ноги. Подача тока на реле идет через разомкнутый концевой выключатель, механизма распора.

5.10. ГИДРОСИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ВНУТРЕННИМИ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ

Гидросистема управления внутренними интерцепторами питается энергией от первой гидросистемы. В систему управления (см. рис. 5.8) входят следующие агрегаты: электромагнитный кран **ГА-142/1** *75*, реверсивный порционер ГА-57/IV *76*, два гидравлических цилиндра *77* и обратный клапан *33*.

Электромагнитный кран ГА-142/1 (рис. 5.61) обеспечивает подачу жидкости на уборку и выпуск внутренних интерцепторов.

Кран состоит из корпуса *2*, электромагнита *6*, шарикового клапана *7*, золотника *3*, малого поршня *5*, большого поршня *4* и пружин *1*.

Золотник крана имеет три положения: два из них рабочие, пропускающие жидкость на уборку или выпуск интерцепторов, и третье — нейтральное, выключенное. Электромагниты обеспечивают переключение крана на уборку или выпуск интерцепторов.

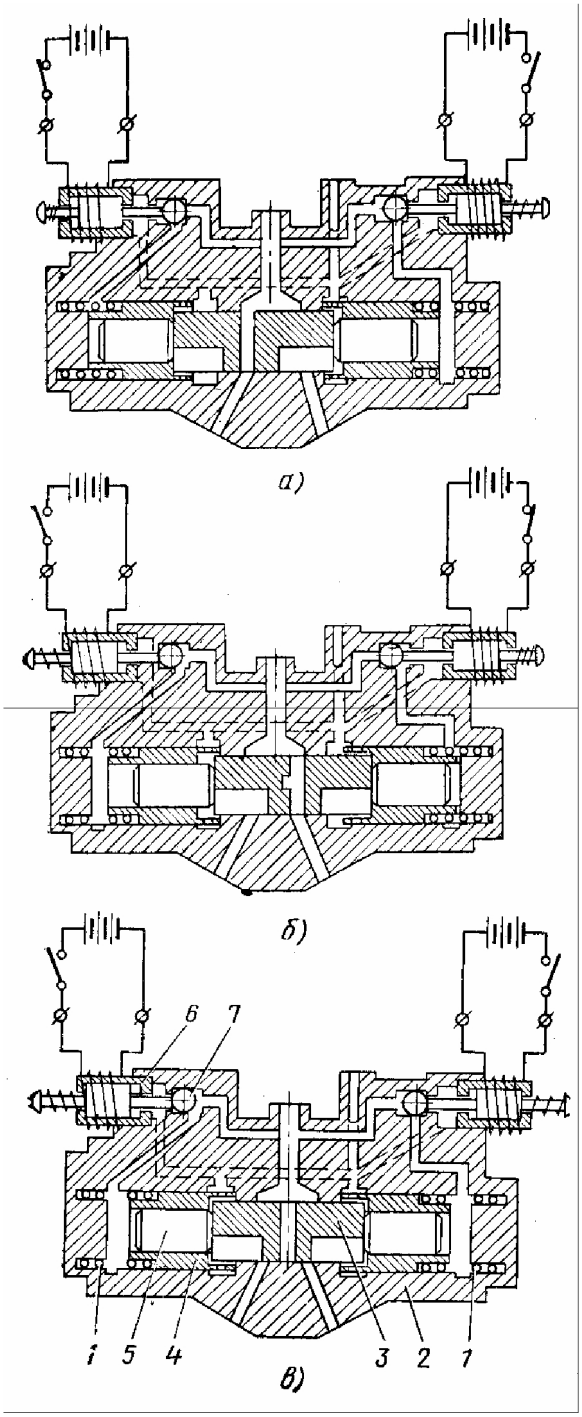


Рис. 5.61. Электромагнитный кран ГА-142/1:
а - кран включен на уборку интерцепторов; б—кран включен на выпуск интерцепторов; в—оба цилиндра соединены со сливом; 1—пружина; 2—корпус; 3—золотник; 4—большой поршень; 5—малый поршень; 6—электромагнит; 7—клапан

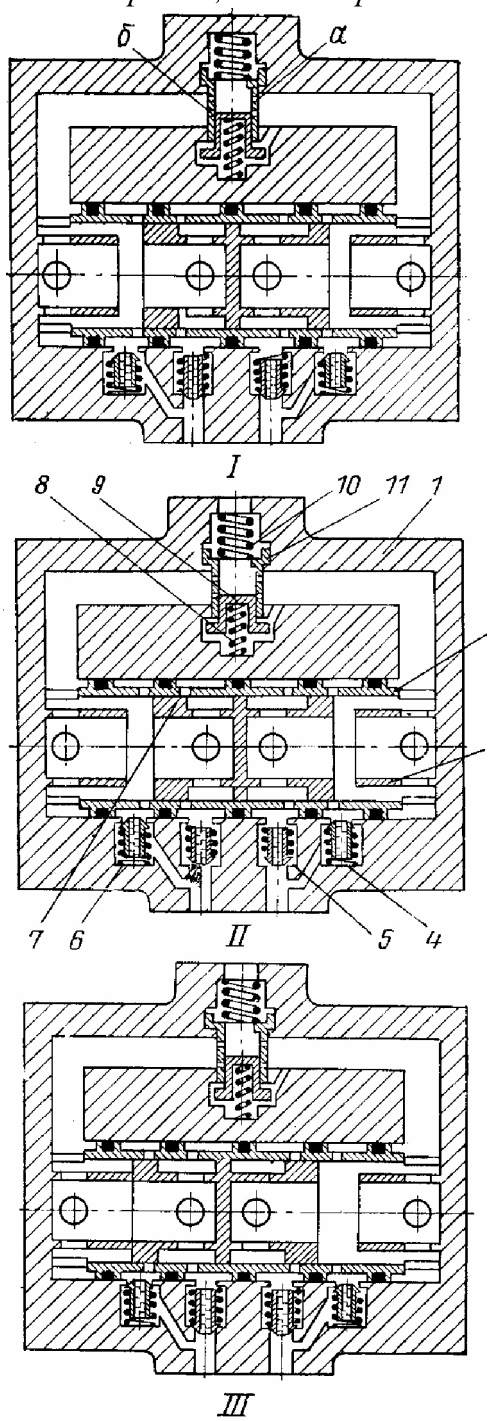


Рис 5.62. Реверсивный порционер ГА-57/19:
I—прямой ход; II—обратный ход; III-правый цилиндр на упоре, левый дожимается; I—корпус; 2, II—гильзы; 3—упор; 4—основной дроссель; 5—дожимной дроссель; 6, 8, 10—пружины; 7—поршень; 9—плунжер

Корпус крана имеет штуцер высокого давления, штуцер на слив в бак и два штуцера отводят жидкость на уборку или выпуск интерцепторов.

При обесточенном кране жидкость поступает под поршни слева и справа, устанавливая золотник в нейтральное выключенное положение. Замыкая цепь электромагнита, шариковый клапан, перемещаясь, сообщает левую полость под

поршнями с линией слива. Под давлением жидкости правый малый поршень, золотник и оба левых поршня перемещаются влево. Жидкость проходит из линии нагнетания к гидроцилиндрам, одновременно через второй штуцер крана жидкость сливается из гидроцилиндров в гидробак.

После выключения электромагнита золотник возвращается в исходное положение под действием пружины и усилия жидкости на большой поршень, при этом обе полости гидроцилиндра сообщаются с гидробаком через электрокран.

Аналогичная работа крана происходит при подаче тока на второй электромагнит.

Большие поршни служат для возвращения золотника из рабочего положения в нейтральное. Малые поршни перемещают золотник из нейтрального положения в рабочее. Режим работы электромагнитов — длительный.

Электромагнитный кран расположен в панели агрегатов управления интерцепторами на балке левого крыла, у нервюры № 9.

Реверсивный порционер ГА-57/IV предназначен для подачи равных количеств жидкости в два гидроцилиндра (прямой ход) и для выпуска равных количеств жидкости из обоих гидроцилиндров (обратный ход) независимо от величины действующей нагрузки на гидроцилиндр.

Порционер (рис. 5.62) установлен в линии выпуска интерцепторов. Он обеспечивает синхронность их выпуска и уборки.

Порционер состоит из корпуса *1,* гильз *2, 11,* упоров *3,* поршня *7,* основного дросселя *4,* дожимного дросселя *5,* плунжера *9* и пружин *6, 8, 10.*

Корпус имеет три штуцера: к одному подводится жидкость для выпуска интерцепторов, два других отводят жидкость в гидроцилиндры при выпуске интерцепторов.

Работа порционера основана на принципе изменения потерь давления от изменения расхода жидкости через дроссель.

Роль дросселя выполняют четыре боковых отверстия в гильзе *11,* выходящие попарно в каждую ветвь. Два совершенно равных из них отверстия малого диаметра *а* постоянно открыты и: предназначены для пропускания жидкости при дожиме интерцептора. Остальные отверстия большого диаметра б также равны. При смещении плунжера вниз образуются совершенно равных по площади два отверстия в виде сегментов. Таким образом, при равных расходах дроссели имеют равное сопротивление.

Работа на прямом ходе (выпуск интерцепторов). При равных противодавлениях жидкости от подключенных к порционеру гидроцилиндров суммарные сопротивления обеих ветвей равны между собой, в силу чего общий расход жидкости распределяется поровну в каждую ветвь. Давления на поршень 7 с обеих сторон будут равны между собой, поэтому поршень равномерно перекрывает отверстия гильзы.

Если противодавление на одной из ветвей уменьшается (например, правый интерцептор выпускается быстрее, чем левый), расход жидкости в этой ветви увеличивается. Поэтому увеличатся потери в дросселе и давление на поршень с правой стороны уменьшится.

При действии перепада давлений поршень *7* начнет перемещаться вправо, перекрывая отверстия в правой стороне гильзы *2.* Перекрытие отверстий создает дополнительное сопротивление на выходе из правой ветви и уменьшает в ней расход жидкости.

Перемещение поршня будет происходить до тех пор, пока давление на поршень справа не станет равным давлению слева, а это возможно лишь при равенстве в ветвях расходов жидкости. Таким образом, скорость более быстро выпускаемого интерцептора уменьшится, чем достигается синхронность выпуска.

При неточности в дозировке жидкости порционером или небольшой разности объемов гидроцилиндров поршень одного из них может дойти до своего крайнего положения несколько раньше поршня другого гидроцилиндра. Тогда, вследствие перекры-

тия потока жидкости в этот гидроцилиндр, давление в его ветви возрастает до величины, равной давлению у входного штуцера. При этом поршень резко сместится в сторону второй ветви и полностью закроет окно, через которое жидкость поступала во второй гидроцилиндр. Но жидкость продолжает поступать в этот цилиндр через отверстие гильзы *11* и дожимает поршень гидроцилиндра.

При прямом ходе плунжер *9,* сжимая пружину, открывает большие боковые отверстия ***б*** гильзы 11 настолько, чтобы пропустить разветвленный поток жидкости при разности давлений на входе в порционер и в правой ветви, способный уравновесить силу упругости пружины.

При уборке интерцепторов жидкость поступает в гидроцилиндры, минуя порционер, а из гидроцилиндров через порционер и электромагнитный кран она идет на слив в гидробак.

При обратном ходе под действием давления рабочей жидкости гильза *11* поднимается вверх, сжимая пружину *10,* чем обеспечивает проход жидкости через отверстия большого диаметра *б.*

Во всех случаях открываются совершенно равные дроссельные сечения в обеих ветвях, что является необходимым условием правильного деления потока.

Реверсивный порционер расположен в панели агрегатов управления интерцепторами на баке левого крыла, нервюра № 9.

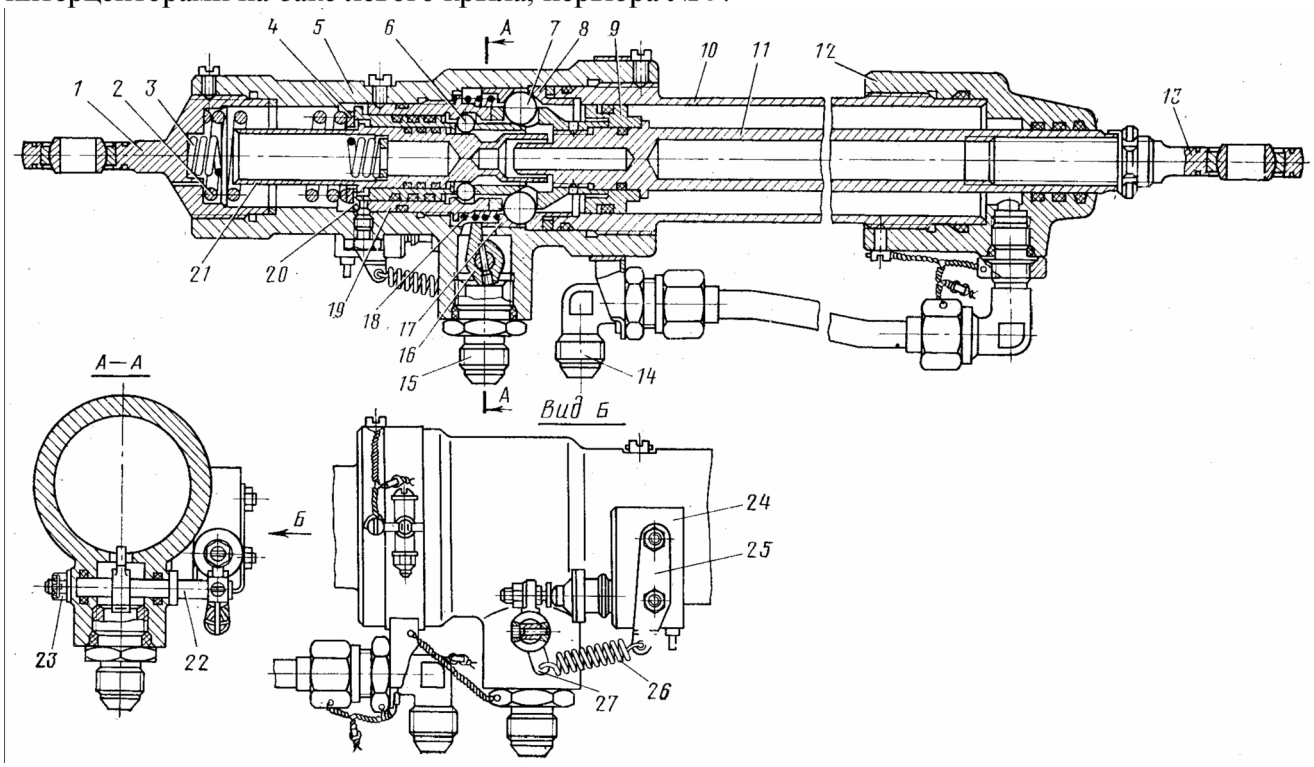


Рис. 5.63. Гидравлический цилиндр 5801.100:
1, 13—наконечники; 2, 3, 18, 26—пружины; 4— шайба; 5—корпус; 6—шарик; 7—шарик основного замка.; 8—обойма; 9—поршень; 10—цилиндр; 11—шток; 12— букса; 14, 15—штуцера; 16—поводок; 17—профилированное кольцо; 19—втулка; 20, 21—плунжеры; 22—валик; 23—гайка; 24—концевой выключатель; 25—кронштейн; 27—качалка

Гидравлический цилиндр 5801.100 (рис. 5.63) обеспечивает уборку и выпуск интерцепторов, а также запирает и удерживает их в убранном положении с помощью шариковых замков.

Агрегат имеет цилиндр *10,* шток *11,* поршень *9,* шарики вспомогательного замка *6,* шарики основного замка 7, пружины *2, 3, 18, 26,* вспомогательный плунжер *21,* основной

плунжер *20,* по водок *16,* концевой выключатель *24,* качалку *27,* профилированное кольцо *17* и обойму *8.*

Цилиндр двустороннего действия, при выдвижении штока он выпускает интерцепторы, при входе штока в цилиндр —убирает. В убранном положении цилиндр запирается основным и вспомогательным шариковыми замками. Установка двух шариковых замков уменьшает износ и надиры в местах касания шариков плунжера *20.*

Во время уборки интерцепторов поршень со штоком вдвигается в цилиндр. В конце хода шарики *7* сначала нажимают на вспомогательный, а затем на основной плунжеры, сдвигая их влево. При движении плунжера *21* влево шарики *6* проваливаются в его проточку. Как только шарики *7* окажутся против профилированного кольца с обоймой, основной плунжер, сдвигаясь вправо, поднимает их вверх, закрыв основной замок.

После этого вспомогательный плунжер, двигаясь вправо, поднимает шарики *6* вверх, запирая вспомогательный замок.

Во время закрытия основного замка профилированная обойма *17,* двигаясь под усилием шариков влево, нажимает на поводок *16,* а через него и качалку *27* включается концевой выключатель. Концевой выключатель обесточит электромагнитный кран и процесс уборки интерцепторов закончится. При случайном открытии шарикового замка поводок перестает нажимать на концевой выключатель. В этом случае электромагнитный кран ГА-142/1 вновь включится для уборки интерцепторов, прекратив их самопроизвольный выпуск.

При выпуске интерцепторов жидкость подается в гидроцилиндр через штуцер *15.* В этом случае давление жидкости на вспомогательный, а затем на основной плунжер смещает их влево. Плунжер *21,* смещаясь влево, открывает вспомогательный замок, при этом шарики проваливаются в проточку плунжера, в результате чего основной плунжер, смещаясь влево, дает возможность шарикам 7 опуститься вниз и открыть основной замок. Движение основного плунжера происходит под давлением жидкости и усилия, действующего через шарики от поршня *9.*

При открытии основного замка пружина *18* перемещает профилированное кольцо вправо, что вызывает прекращение нажатия поводка на концевой выключатель.

Для раскрытия основного шарикового замка под растягивающей нагрузкой до 1500 кгс требуется давление жидкости, равное 25ig° кгс/см^2. Гидроцилиндр крепится проушиной к крылу, а штоком — к интерцептору.

На самолете установлено два гидроцилиндра управления интерцепторами в зоне нервюр № 8 и 9 средней части левой и правой половин крыла.

Обратный клапан ОК12А *33* (см. рис. 5.8) исключает подвод высокого давления жидкости через линию слива в гидроцилиндр управления интерцепторами. Этим самым предотвращается открытие шарикового замка, а следовательно, и возможный само произвольный выпуск интерцепторов. Клапан установлен рядом с панелью внутренних интерцепторов на левом крыле нервюры № 9.

Работа системы управления внутренними интерцепторами. Система управления электрическая. Электрическая цепь защищена автоматом защиты, расположенным на левой панели под трафаретом «Интерцепторы внутренние».

Для выпуска интерцепторов после касания самолета ВПП необходимо нажать на кнопку КНР-1 (с самоподпитывающей обмоткой). Кнопка расположена на ручке управления средними интерцепторами.

После нажатия кнопки ручку необходимо снять с защелки убранного положения и перевести назад.

Под ручкой установлен концевой выключатель, который замыкает цепь электромагнитного крана на выпуск внутренних интерцепторов. Если ручку поставить в положение «Убрано» (от себя), то концевой выключатель не выключает цепь питания электромагнитного крана, так как его выключение в данном случае будет заблокировано двумя концевыми выключателями, установленными на гидравлических цилиндрах.

Включение электромагнитного крана на выпуск происходит при обжатых правых и левых амортизаторах главных ног шасси. Амортизаторы имеют концевые выключатели, которые подготавливают электроцепь выпуска интерцепторов при обжатых амортизаторах.

При отклонении интерцепторов с помощью реверсивного порционера происходит синхронизация их выпуска. При этом допускается рассогласование в процессе выпуска интерцепторов правого и левого крыла не более 5°.

В крайнем убранном положении интерцепторы запираются на шариковые замки, установленные в гидроцилиндрах. Концевой выключатель на гидроцилиндре в этом случае выключает цепь уборки интерцепторов.

Контроль за убранным положением интерцепторов осуществляется световой сигнализацией. Два зеленых табло с надписью «Внутренние» установлены на средней приборной доске пилотов. Над табло расположен трафарет «Замки интерцепторов открыты левые, правые». При установке обоих интерцепторов на замки табло гаснет. Во время срыва интерцепторов с замков загорается соответствующее табло, при этом подается сигнал для включения электромагнитного крана на уборку интерцепторов (рукоятка управления средними интерцепторами находится в убранном положении «От себя»).

При выпуске интерцепторов (см. рис. 5.8) жидкость проходи через электромагнитный кран *75*, реверсивный порционер *76* и поступает на поршень в гидроцилиндры *77*. С противоположных полостей гидроцилиндров жидкость сливается в гидробак через электромагнитный кран и обратный клапан *33*.

Во время уборки интерцепторов жидкость подается в противоположные полости гидроцилиндров. В этом случае слив жидкости из гидроцилиндров идет через реверсивный порционер электромагнитный кран и обратный клапан в гидробак.
Продолжительность выпуска или уборки внутренних интерцепторов должна быть не более 2 с.

5.11. ГИДРОСИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ СРЕДНИМИ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ

Гидросистема управления средними интерцепторами питается энергией от первой гидросистемы.

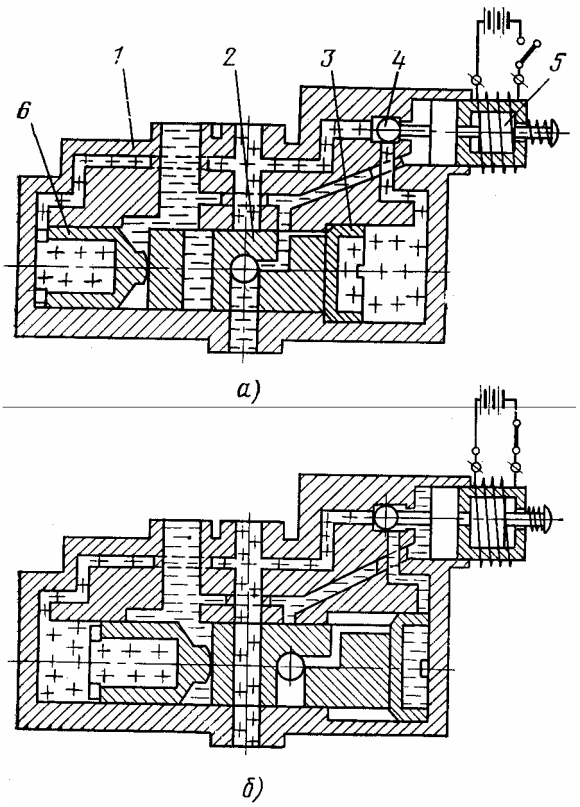


Рис. 5.64. Электромагнитный кран ГА-158:
а—интерцепторы убраны; б— интерцепторы убираются; 1— корпус; 2—золотник; 3, 6— поршни; 4—клапан; 5—электромагнит

В гидросистему входят следующие агрегаты: электромагнитный кран ГА-158 *79* (см. рис. 5.8), четыре рулевых привода РП-59 и обратные клапаны *25, 41.*

Электромагнитный кран ГА-158 (рис. 5.64) обеспечивает подвод высокого давления к рулевым приводам средних интерцепторов для выпуска или уборки последних. Электромагнитный кран имеет корпус *1*, золотник *2*, шариковый клапан *4*, электромагнит *5*, большой *3* и малый *6* поршни. На корпусе расположены три штуцера: один подводит высокое давление, второй соединен с гидробаком, третий отводит жидкость к рулевым приводам.

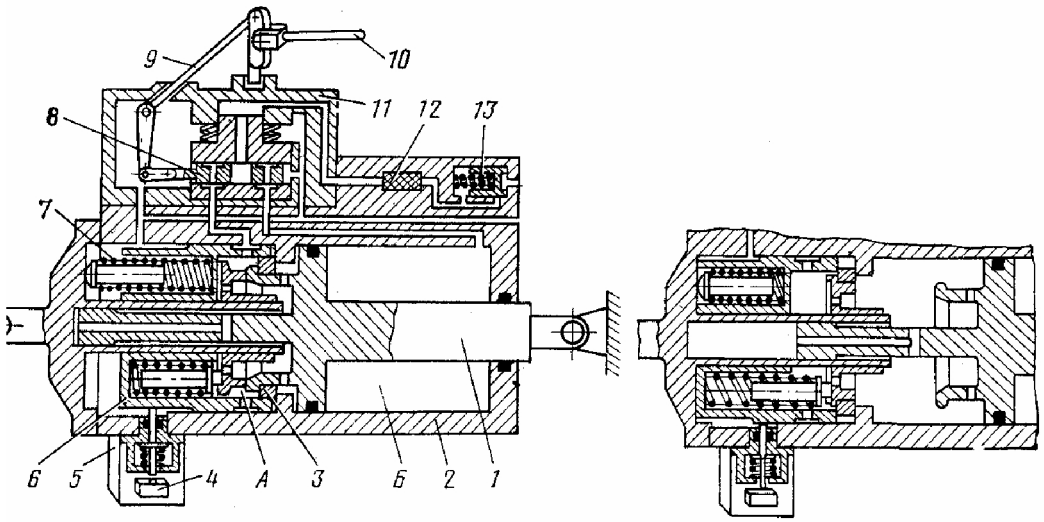


Рис. 5.65. Рулевой привод РП-59:
1—шток; 2—цилиндр; 3—разжимное кольцо; 4—концевой выключатель;5—блок сигнализатора; 6—барабан; 7—пружина; 8—золотник; 9—вал; 10—входная качалка; 11—распределительное устройство; 12—фильтр 13—обратный клапан

При замыкании цепи электромагнита полость под большим поршнем сообщается с гидробаком. Давление в полости падает и золотник от усилия жидкости на малый поршень перемещается вправо. Жидкость проходит от гидронасоса к рулевым приводам РП-59 для выпуска (уборки) интерцепторов.

При выключенном электромагните жидкость под давлением подводится под большой и малый поршни. Так как площадь большого поршня больше, то и усилие от него на золотник также будет больше. Золотник, перемещаясь влево, сообщает линию от рулевых приводов РП-59 через обратный клапан с гидробаком. Выключение электромагнита происходит после срабатывания одного из последних концевых выключателей, расположенных на рулевых приводах РП-59.

Электроцепь питания крана защищена двумя автоматами защиты, которые находятся на левой панели под трафаретом «Интерцепторы средние, внутренние».

Расположен электромагнитный кран на третьем лонжероне левой части крыла, у нервюры № 1.

Рулевой привод РП-59 (рис. 5.65) является силовым элементом, обеспечивающим уборку и выпуск средних интерцепторов. Кроме этого, он с помощью замка запирает и удерживает интерцепторы в убранном положении.

Рулевой привод представляет собой однокамерный необратимый гидравлический усилитель с обратной связью. Усилие, передаваемое на рулевой привод, создается давлением жидкости, подводимой от первой гидросистемы.

Основными частями рулевого привода является распределительное, исполнительное и замковое устройства. Рулевой привод. состоит из цилиндра *2,* штока 1, концевого выключателя 4_t фильтра *12,* обратного клапана *13* и входной качалки *10.* Шток рулевого привода жестко закреплен к крылу, цилиндр крепится к интерцептору.

Следовательно, цилиндр является подвижной частью агрегата. Подвода жидкости к цилиндру и ее отвод осуществляется через два гибких шланга.

Распределительное устройство *11* имеет золотник *8,* шарнирно связанный с входной качалкой *10.* Устройство осуществляет распределение жидкости по полостям цилиндра.

Замковое устройство служит для запирания штока при убранном положении интерцепторов. Оно имеет барабан *6,* разжимное кольцо *3* и пружины 7.

При убранном положении интерцепторов шток вдвинут в цилиндр и заперт замком — барабаном *6.*

Сигналом для работы рулевого привода является перемещение входной качалки *10.* Усилие на входное звено передается от ручки управления из кабины пилотов. В этом случае начнет перемещаться золотник *8.* При перемещении его влево откроются каналы подачи жидкости в замковое устройство агрегата и полость *А.* Барабан 6 под давлением жидкости смещается влево и освобождает разжимное кольцо. Разжимное кольцо выйдет из зацепления со штоком и, замок откроется.

Под давлением жидкости цилиндр начнет сползать со штока, интерцепторы начнут выпускаться.

Жесткость из противоположной полости *Б* цилиндра будет сливаться через щель золотника *8* в гидробак. При перемещении влево барабан нажимает на концевой выключатель и в кабине загорится табло зеленого цвета с надписью «Средние», сигнализирующее об открытии замка рулевого привода.

Цилиндр, переместившись влево «догонит» золотник *8,* при этом произойдет перекрытие каналов подвода и слива жидкости из рулевого привода РП-59. Жидкость, запертая в рулевом приводе РП-59, будет через него удерживать средние интерцепторы в выпущенном положении.

Движение золотника вправо вызывает подвод жидкости под давлением в полость *Б.* Цилиндр начнет наползать на, шток убирая интерцепторы. Из полости *А* жидкость сливается в гидробак. Шток, вдвигаясь в цилиндр, давит на разжимное кольцо. Оно захватывает буртик штока, а сверху перекрывается барабаном. В этом положении замок будет закрыт. Освобожденный концевой выключатель погасит зелёное табло в кабине пилотов.

В случае отказа гидросистемы в выпущенном положении интерцепторов обратный клапан *13* отключает рулевой привод от магистрали давления. От действия аэродинамической нагрузки жидкость постепенно будет перетекать из полости *А* в полость *Б* по зазорам деталей, интерцепторы будут убираться.

Рулевой привод РП-59 может передавать усилие при выпуске интерцепторов до 6500 кгс.

На самолете установлено четыре рулевых привода, по одному на каждую секцию интерцепторов. Они расположены на заднем лонжероне крыла.

Обратные клапаны ОК6А и ОК8А *25, 41* (см. рис. 5.8) исключает подвод высокого давления жидкости через линию слива в рулевые приводы. Благодаря этому предотвращаются открытия замка рулевого привода и выпуск интерцепторов.

Клапан ОК6А расположен рядом с электромагнитным краном ГА-158. Обратных клапанов ОК8А на самолете четыре, они расположены рядом с рулевыми приводами.

Работа системы управления средними интерцепторами. Управление гидросистемой уборки и выпуска средних интерцепторов осуществляется ручкой, находящейся на среднем пульте пилотов. Цепь электропитания системы защищена двумя автоматами защиты, расположенными на левой панели под трафаретом «Интерцепторы средние, внутренние».

Ручка управления интерцепторами имеет два положения: заднее на себя — интерцепторы выпущены, переднее от себя — интерцепторы убраны. Кроме этого, ручку можно поставить в любое промежуточное положение и выпустить средние интерцепторы на соответствующий угол от 0° до 45°.

Ручка через тросовую проводку и жесткие тяги осуществляет управление рулевыми приводами РП-59 интерцепторов. Одновременно концевой выключатель под ручкой управляет электрической цепью электромагнитного крана ГА-158.

Если концевой выключатель не нажат, что происходит при постановке ручки в заднее положение на себя, электромагнитный кран включен на выпуск интерцепторов.

Жидкость под давлением проходит через электромагнитный кран *79* (см. рис. 5.8) в рулевые приводы *78* для выпуска интерцепторов. Из противоположных полостей рулевых приводов жидкость сливается через обратный клапан *41,* минуя электромагнитный кран, в гидробак.

При нажатии на концевой выключатель (ручка подана вперед от себя) для уборки интерцепторов электрическая цепь крана ГА-158 не выключается. В этом случае она заблокирована концевыми выключателями, расположенными на рулевых приводах РП-59. Движение ручки от себя через проводку управления приведет в действие рулевой привод. Жидкость через электромагнитный кран поступает к рулевым приводам. Они пропустят

жидкость на уборку интерцепторов. Из линии выпуска рулевых приводов жидкость сливается в гидробак через обратные клапаны, минуя электромагнитный кран.

Когда последний замок рулевых приводов закроется, он через концевой выключатель обесточит цепь электромагнитного крана. Таким образом, при случайном срыве одного из интерцепторов во время полета с замка обеспечивается автоматическое включение электромагнитного крана на уборку интерцепторов.

При отказе гидросистемы в выпущенном положении средних интерцепторов допускается проседание их под действием аэродинамической нагрузки, со скоростью не более 3 град/с, а также уборка их пилотами до углов 1,7°—2,2° при перемещении ручки в крайнее переднее положение.

Каждый из четырех рулевых приводов имеет замок, который запирает интерцептор в убранном положении.

Для контроля за синхронной работой средних интерцепторов на приборной доске расположены четыре зеленых табло с надписью «Средние». Табло «Левые» и «Правые» имеют трафарет «Замки интерцепторов открыты». Табло не горит при убранных интерцепторах. Когда происходит открытие замков, электроцепь табло замыкается от концевых выключателей, расположенных на рулевых приводах РП-59.

Рядом с табло расположена кнопка КНР «Отключения электромагнитного крана средних интерцепторов». Кнопка применяется для аварийной уборки интерцепторов в случае отказа системы основного управления интерцепторами. В этом случае интерцепторы убираются под действием аэродинамической нагрузки.

5.12. ГИДРОСИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕВЫМИ ПРИВОДАМИ И РУЛЕВЫМИ АГРЕГАТАМИ

Все агрегаты данной системы (см. рис. 5.8) питаются рабочим давлением, которое может подводиться от первой, второй и третьей гидросистем. Величина рабочего давления, подводимого к агрегатам, равна 210 *кгс/см*^{2}, за исключением величины рабочего давления рулевых приводов системы управления рулем высоты, которые работают при номинальном давлении, равном 125 кгс/см^2.

В систему входят электромагнитный кран ГА-165 *80,* фильтр 8Д2.966.037-2 *84,* редуктор ГА-213 *83,* обратный клапан *25,* рулевые приводы элерон-интерцепторов РП-57 и РП-58 *85,* рулевой привод руля высоты РП-56 *87,* рулевой привод руля направления РП-56 *88,* рулевой привод элеронов РП-55 *86,* рулевой при вод элеронов РА-56В *91,* рулевой агрегат руля высоты РА-56В *90* и рулевой агрегат руля направления РА-56В *89.*

Редуктор ГА-213 (рис. 5.66) служит для понижения давления жидкости в системе управления рулевыми приводами рулей высоты с 210 до 125±10 *кгс/см*^{2}. Кроме этого, он работает как предохранительный клапан, предотвращая повышение давления в системе выше 125 *кгс/см*^{2}.

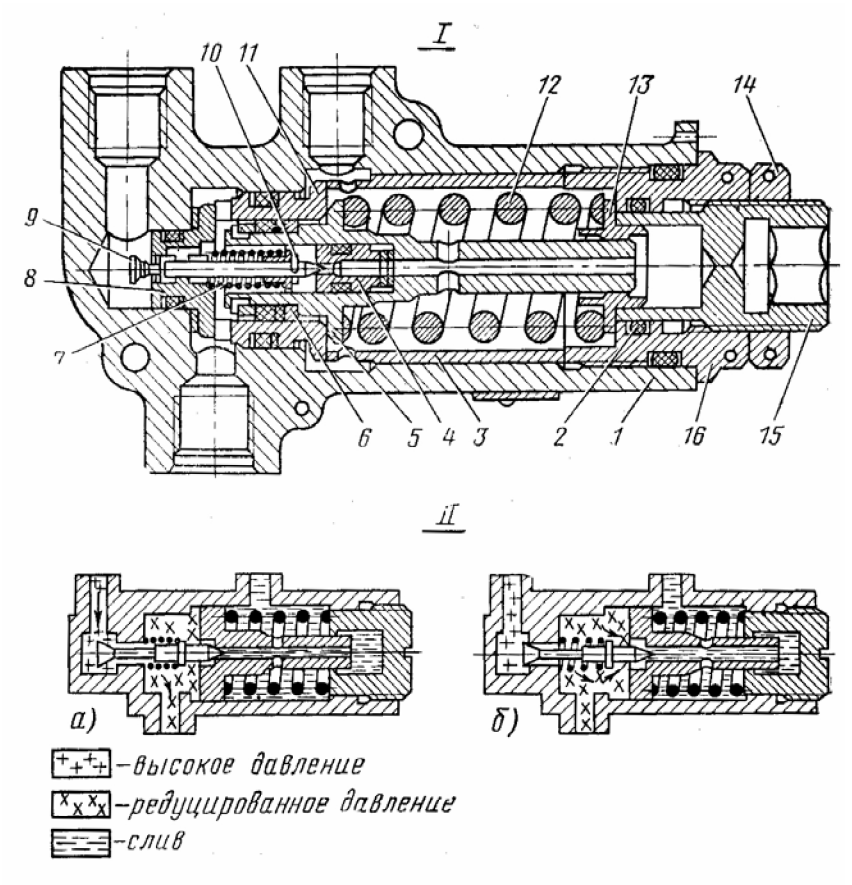


Рис. 5.66. Редуктор ГА-213:
I—общий вид: 1—корпус; 2—уплотнительное кольцо; 3—втулка; 4, 8—седла; 5—поршень; 6—бронзовое кольцо; 7, 12—пружины; 9, 10—клапаны; 11—гильза; 13—направляющая; 14—гайка; 15—винт; 16—опора; II—схема работы; а—работа редуктора на систему, б—работа редуктора в качестве предохранительного клапана

Редуктор состоит из корпуса 1, клапанов впуска *9* и выпуск *10* с пружиной 7 и поршня *5* с редукционной пружиной *12.* Об клапана связаны между собой штоком.

На корпусе расположены три штуцера: «Насос» — для подвода жидкости с высоким давлением, «Бак» —для сообщения гидробаком и «Система» — для подачи жидкости под редуцированным давлением к рулевым приводам. При отсутствии давления в системе поршень под действием редукционной пружины смещен влево. Клапан выпуска *10,* сидит на поршне, закрывая линию слива, клапан выпуска *9* открыт.

Жидкость, подаваемая к редуктору, проходит через открытый клапан впуска в полость над поршнем. Под действием повышающегося давления поршень смещается вправо, клапаны выпуска и впуска следуют за ним. При давлении жидкости на поршень, равном 125 кгс/см^2, клапан впуска сядет на седло, закрыв поступление жидкости к рулевым приводам.

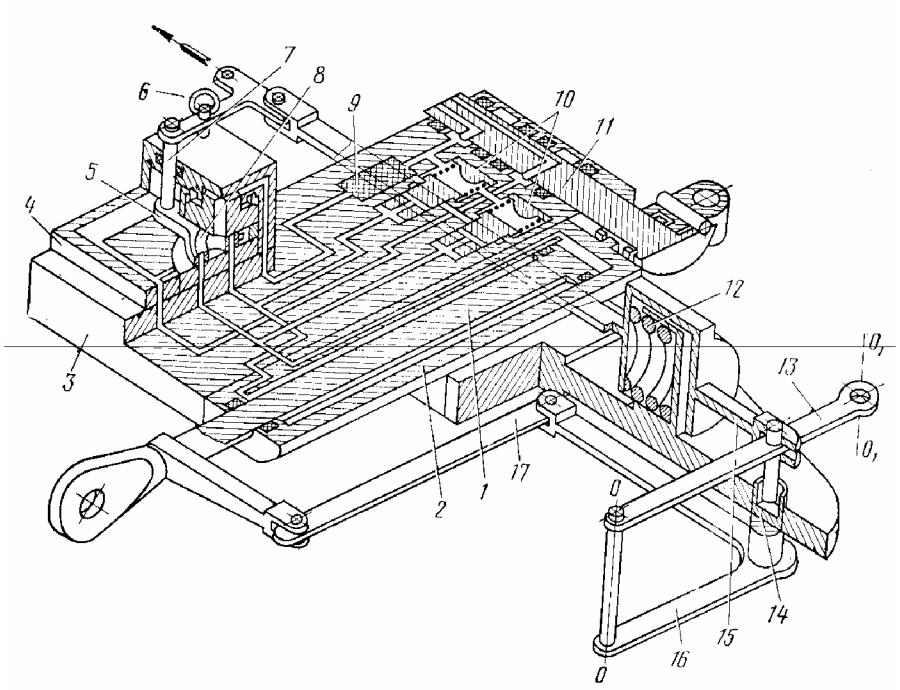


Рис. 5.67. Рулевой привод РП-57:
1 —шток; 2—цилиндр; 3—корпус; 4—предохранительное устройство; 5—рычаг; 6—фиксатор; 7—вал; 8—золотник; 9—фильтр; 10—перепускной клапан; 11—распределитель;12—пружина; 13—входная качалка; 14—ограничитель хода золотника: 15—привод золотника; 16—качалка; 17—тяга

Если в системе имеется расход жидкости, то клапан впуска займет промежуточное положение, при котором количество жидкости, проходящей через клапан, будет равно ее расходу в системе.

При повышении давления жидкости в линии рулевых приводов выше 125 *кгс/см*^{2} поршень перемещается дальше вправо, отходя от клапана выпуска. Через образовавшуюся щель между клапанами выпуска и поршнем избыточное давление жидкости сбросится в гидробак.

Повышение давления может произойти в результате негерметичности клапана впуска или температурных расширений жидкости в линии рулевых приводов.

На самолете установлено три редуктора ГА-213, они расположены на третьем лонжероне киля между нервюрами № 12 и 15.

Рулевые приводы РП-57 и РП-58 являются силовыми агрегатами, обеспечивающими отклонение элеронов-интерцепторов. Кроме того, через рулевой привод РП-57 передается сигнал на управление рулевым приводом РП-58.

Рулевой привод РП-57 (рис. 5.67)—однокамерный, необратимый гидроусилитель с жесткой обратной связью. Усилие, передаваемое рулевым приводом, создается давлением жидкости, подводимой от первой гидросистемы.

Основными частями рулевого привода являются корпусе *3,* цилиндр *2,* шток *1,* золотник *8,* входная качалка *13,* тяга обратной связи *17,* качалка обратной связи *16.*

Распределитель *11* обеспечивает подвод и слив жидкости из рулевого привода.

Сигнал для работы поступает на входную качалку *13* через дифференциальный механизм, связывающий систему управления элеронов-интерцепторов с отклонением элеронов. Качалка, поворачиваясь относительно оси *0—0* передает усилие на золотник *8.* Золотник открывает доступ жидкости из магистрали давления в одну из полостей цилиндра. В результате этого шток начинает перемещаться, отклоняя элерон-интерцептор. Из противоположной полости будет происходить слив жидкости.

Так как обратная связь соединена со штоком, то движение от него заставит повернуться входное звено относительно оси 0′—0′. В результате этого золотник *8* перекроет подачу жидкости, и отклонение элеронов-интерцепторов прекратится.

При отклонении штурвала по ходу часовой стрелки на 125° правый элерон отклоняется вверх на 20°, правый элерон-интерцептор также отклоняется вверх на 45° (левый элерон-интерцептор не отклоняется, оставаясь в нейтральном положении).

В случае возвращения отклоненного вверх элерона в нейтральное положение проводка системы управления элероном-интерцептором автоматически возвращается в нейтральное положение под действием усилия пружины *12* механизма обратной связи. Тогда золотник пропустит жидкость в другую полость цилиндра и шток, втягиваясь в цилиндр, установит элерон-интерцептор в нейтральное положение. В этом положении усилие предварительной затяжки пружины равно 35 кгс. Расчетное усилие обжатой пружины при отклоненном. элероне-интерцепторе вверх равно 50 кгс.

Рулевой привод РП-58 (рис. 5.68) аналогичен по конструкции и работе рулевому приводу РП-57. Однако у него отсутствует система обратной связи. Подача сигнала управления на рулевой привод РП-58 идет от тяг рулевого привода РП-57.

Усилие, передаваемое одним рулевым приводом РП-58, создается при работе второй гидросистемы, а усилие, передаваемое вторым, — при работе третьей гидросистемы.

На самолете установлено два комплекта рулевых приводов. Один управляет левым, второй — правым элероном-интерцептором. В каждый комплект входят один рулевой привод РП-57 и два рулевых привода РП-58.

Если в полете откажет один рулевой привод, то два других обеспечат нормальную работу элеронов-интерцепторов. В случае заедания золотника любого из приводов управляемость элеронов-интерцепторов сохраняется, так как вал заклинившегося золотника закручивается, не мешая работе управления двух других золотников. В этом случае обе полости отказавшего рулевого привода закольцовываются между собой, исключая создания гидроупора жидкостью.

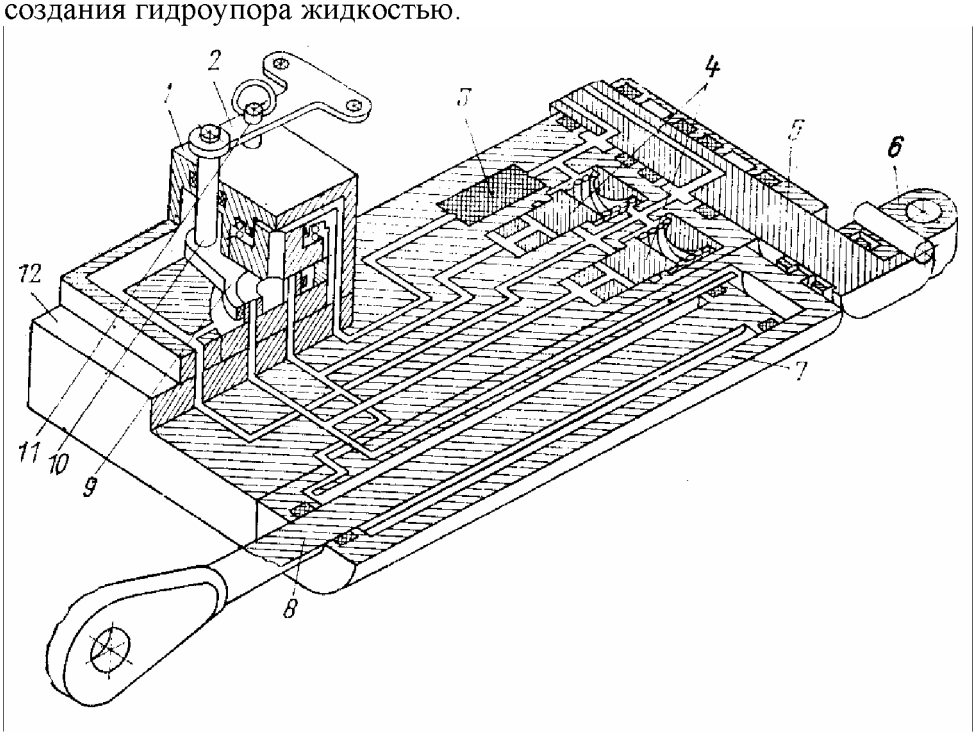


Рис. 5.68. Рулевой привод РП-58:
1—распределительное устройство; 2—рычаг; 3—фильтр; 4—перепускной клапан; 5—распределитель; 6—вилка; 7—цилиндр; 8—шток; 9—золотник; 10—вал; 11- фиксатор; 12—корпус

Рычаги валов золотников *9* имеют отверстия для установки фиксатора *11* при нейтральном положении золотника. Данная возможность используется при регулировке управления элерона-ми-интерцепторами.

Корпусом рулевой привод крепится к лонжерону, штоком — к электрону-интерцептору.

По одному комплекту рулевых приводов установлено в левой и правой частях крыла, на заднем лонжероне между нервюрами **№** 24 и 26**.**

Рулевой привод РП-56В является силовым агрегатом, обеспечивающим отклонение руля высоты или руля направления.

Рулевой привод представляет собой трехкамерный, необратимый гидроусилитель с обратной связью. Усилие, передаваемое рулевым приводом, создается давлением жидкости, подводимой от первой, второй и третьей гидросистем. Каждая гидросистема питает только свою камеру рулевого привода.

Рулевой привод (рис. 5.69) состоит из цилиндра *16,* корпуса *17,* штока *14* с тремя поршнями, трех распределительных устройств *12,* фильтра *7,* перепускных клапанов *в,* золотника *10,* ограничителя хода золотника *1.*

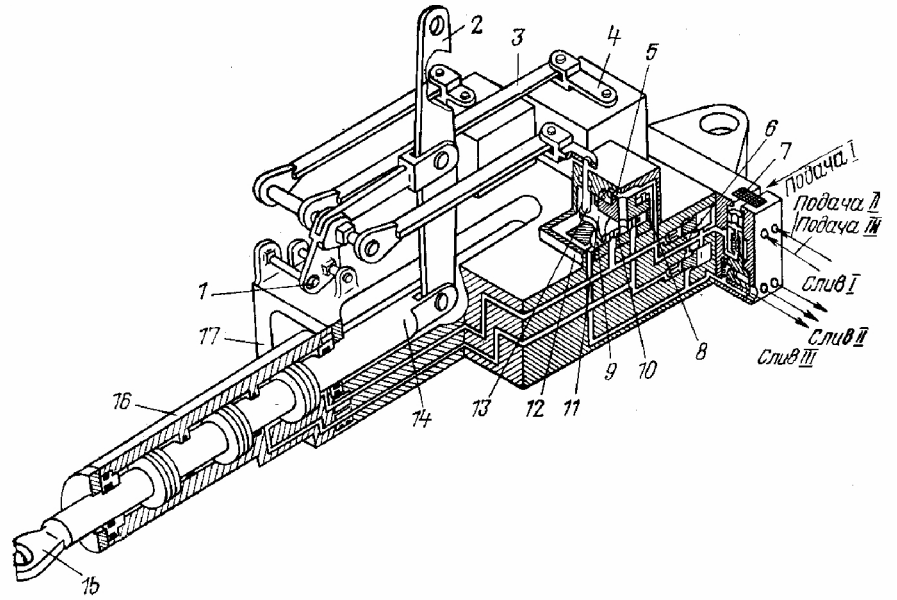


Рис. 5.69. Рулевой привод РП-56В:
1—ограничитель; 2—входная качалка; 3, 4, 11—рычаги; 5—верхняя пята; 6—клапан; 7—фильтр; 8—кольцо; 9—нижняя пята; 10—золотник; 12—распределительное устройство; 13—вал; 14—шток; 15—серьга; 16—цилиндр; 17—корпус

Корпус имеет шесть штуцеров: три штуцера нагнетания и три слива в соответствующие гидросистемы. Цилиндр разбит на три полости, изолированные друг от друга. Через всё полости проходит один шток с тремя расположенными на нем поршнями. Входная качалка *2* передает движение на золотник через систему рычагов *3* и *4.* Кроме того, входная качалка соединяется со штоком (входным звеном), образуя обратную связь агрегата.

Управляющий сигнал поступает на входную качалку *2.* Она, поворачиваясь относительно оси, соединяющей ее со штоком, передает движение через рычаги *3, 4 к* трем золотникам *10.* Золотники соответственно открывают доступ жидкости в три полости силового штока.

Под действием усилий от давления жидкости шток начнет перемещаться и отклонять руль. Из трех противоположных полостей жидкость будет сливаться в баки своих гидросистем. При перемещении шток поворачивает входную качалку относительно точки входа. Качалка передает это движение через рычаги *3, 4* на золотники. Золотник,

вращаясь в обратную сторону, перекроет подачу жидкости в полости цилиндра. Слив жидкости также прекращается.

Запертая жидкость в полостях цилиндра будет удерживать руль в отклоненном положении. Если повернуть входную качалку на такой же угол в обратном направлении, то руль вернется в исходное положение.

Усилие, развиваемое на штоке при совместной работе трех гидросистем, равно 4100 *кгс*. При отказе одной гидросистемы усилие равно не менее 2600 *кгс*. Работая от одной гидросистемы, шток развивает усилие не менее 1000 *кгс*.

Рулевой привод обеспечивает отклонение рулей при отказе одной или двух гидросистем. При отказе двух гидросистем жидкость будет подаваться только в одну камеру цилиндра.

При заклинивании одного из золотников его вал *13*, закручиваясь, не мешает работе рулевого привода. В этом случае полости отказавшего золотника закольцовываются между собой, не создавая препятствия движению штока. Перепускные клапаны предохраняют полости цилиндра от резкого повышения давления жидкости, сообщая полость повышенного давления с гидробаком.

Усилие на входную качалку поступает через тяги, связанные со штурвальной колонкой или пультом ножного управления. При работе системы АБСУ-154 усилие на качалку поступает от электрогидравлического агрегата РА-56В.

Рулевой привод системы управления рулем направления работает при подведенном давлении жидкости, равном 210 *кгс/см*^{2}. В системе управления рулями высоты к рулевым приводам подается жидкость под давлением 125 *кгс/см*^{2}. Корпусом рулевой привод крепится к каркасу киля или стабилизатора, а штоком — к рулю.

В системе управления рулями высоты установлено два рулевых привода. Они расположены на третьем лонжероне стабилизатора, в зоне нервюр № 11—12.

В системе управления рулем направления установлен один рулевой привод. Он расположен на третьем лонжероне киля.

Рулевой привод РП-55 (рис. 5.70) является силовым агрегатом, обеспечивающим отклонение элеронов.

Рулевой привод представляет собой трехкамерный необратимый гидроусилитель с обратной связью.

Усилие, передаваемое рулевым приводом, создается давлением жидкости, подводимой от первой, второй и третьей гидросистем, причем каждая гидросистема питает только свою камеру. По конструкции и работе он аналогичен рулевым приводам РП-56В, установленным в системах управления рулем высоты и рулем направления.

Усилие, развиваемое на штоке при работе трех гидросистем, равно 1500 *кгс*, при работе двух гидросистем не менее 1000 кгс и одной гидросистемы не менее 470 *кгс*.

Управление рулевым приводом ведется от штурвалов через жесткую проводку и от электрогидравлического рулевого агрегата РА-56В, работающего при включенной автоматической бортовой системе управления АБСУ-154.

Номинальное рабочее давление, подводимое к рулевому приводу, равно 210 кгс/см^2.

Три штока рулевого привода, соединенные с тремя рычагами элерона, объединяются в общий узел. Корпус рулевого привода крепится к лонжерону у крыла.

В системе управления элеронами установлено два рулевых привода РП-55. Они расположены на третьем лонжероне между нервюрами № 37—38.

Рулевые агрегаты РА-56В являются исполнительными механизмами сервоприводов и предназначены для автоматического управления рулями от системы АБСУ-154. Конструкция и работа рулевого агрегата описываются в разделе «Спецоборудование самолета».

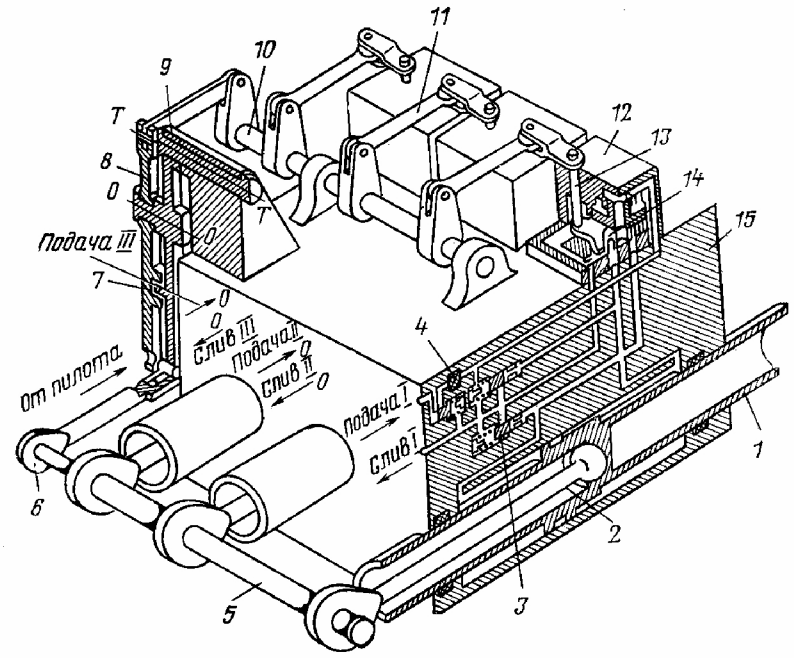


Рис. 5.70. Рулевой привод РП-55:
1—шток; 2—шатун; 3—клапан; 4—фильтр; 5—ось; 6—тяга обратной связи; 7—ограничитель хода золотника; 8—входная качалка; 9—качалка обратной связи; 10—привод золотников; 11—тяга; 12—распределительное устройство; 13—вал; 14—золотник; 15—блок цилиндров

5.13. ГИДРОСИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ

Гидросистема управления закрылками служит для уборки и выпуска закрылков. Исполнительным механизмом системы управления закрылками является рулевой привод РП-60-1, имеющий выходной вал гидравлического привода, кинематически связанный с валом трансмиссии закрылков.

Гидросистема питания рулевого привода РП-60-1 состоит из двух каналов, получающих энергию давления жидкости от первой и второй гидросистем.

При отказе одной гидросистемы вторая гидросистема обеспечивает нормальную работу закрылков с вдвое меньшей скоростью.

Рулевой привод **РП-60-1** (рис. 5.71) является силовым агрегатом, обеспечивающим уборку и выпуск закрылков.

В конструкцию рулевого привода входят головка управления *2*, гидродвигатель *10*, дифференциал *7*, тормоз *6*, ручной привод *8* и механизм МКВ-42А 5.

В головке управления размещены электрогидравлические клапаны *13*, регулятор расход *1*, плунжер *3*, золотник *12*, втулка 11, фильтр и обратный клапан.

Наличие двух гидродвигателей, работающих на один дифференциал, дает возможность управлять закрылками при отказе одного из них или его гидросистемы.

Подача жидкости для работы гидродвигателей осуществляется одновременно от первой и второй гидросистем.

Гидродвигатель является агрегатом аксиального типа с девятью плунжерами с вращающимися блоками цилиндров и неподвижной наклонной шайбой.

Рулевой привод может выпускать закрылки на полный угол и убирать их при работе двух гидросистем за 20 с, при работе одной гидросистемы — за 40 с.

Дифференциал соединен с валом трансмиссии *9*, который через винтовые подъемники приводит в действие закрылки. Тормоз обеспечивает фиксацию вала трансмиссии в любом положении. Тормоз также предотвращает вращение вала от аэродинамической нагрузки при отсутствии сигнала управления.

В случае повреждения или отказа одного из гидродвигателей тормоз стопорит его кинематическую цепь. Вращение вала трансмиссии происходит с прежним крутящим моментом, однако скорость вращения уменьшается вдвое.

Ручной привод можно использовать для обслуживания системы в наземных условиях, при отключенном гидропитании.

Механизм концевых выключателей МКВ-42А обеспечивает выключение гидродвигателей в крайних положениях закрылков. Крайними положениями считаются углы выпуска закрылков, равные 0° или 45°. Перемещение системы управления закрылками за пределы крайних углов ограничено упорами на винтовых подъемниках.

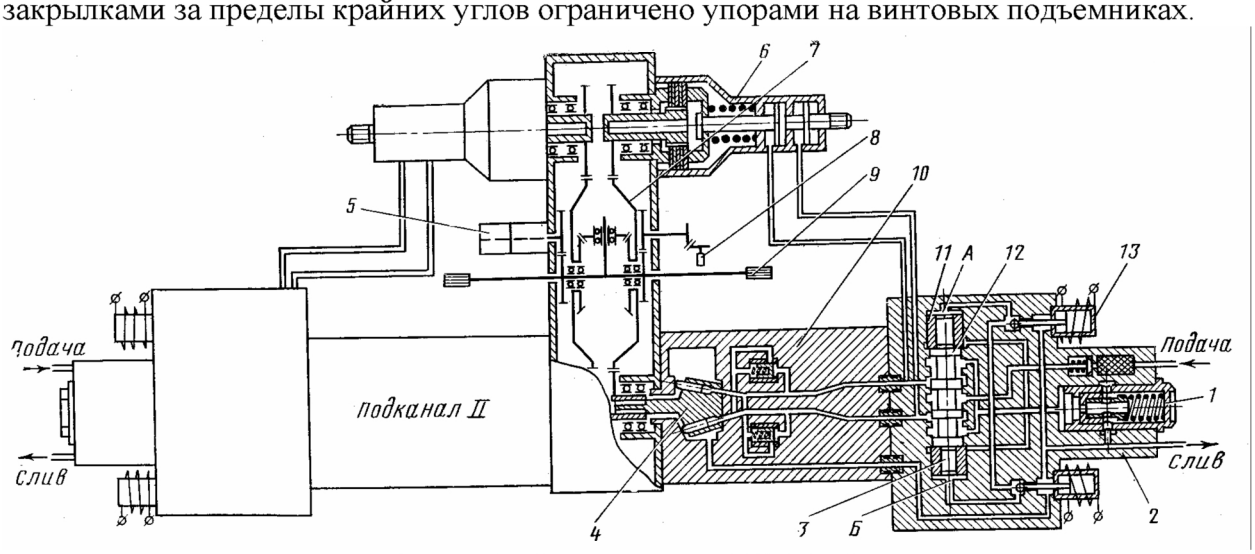


Рис. 5.71. Рулевой привод РП-60-1:
1—регулятор расхода; 2—головка управления; 3—плунжер; 4—ротор; 5—механизм МКВ-42А; 6—тормоз; 7—дифференциал; 8— ручной привод; 9—вал; 10-гидродвигатель; 11—втулка; 12-золотник; 13—электрогидравлический клапан

Работа рулевого привода РП-60-1. При отсутствии электропитания на обмотках клапанов *13* жидкость, проходя через фильтр, обратный клапан будет дежурить у золотника *12* и в полостях *А* и *Б.*

Золотник занимает нейтральное положение, при этом полости гидродвигателя и тормоза сообщены со сливом.

После включения электропитания верхнего клапана *13* полость *А* сообщается с гидробаком, и давление жидкости в ней падает. Нижний плунжер *3* переместит золотник вместе с верхним плунжером и втулкой *11* вверх. Жидкость под давлением направится в гидродвигатель и тормоз.

Гидродвигатель приведет в действие вал трансмиссии, при этом диски тормоза разойдутся, не мешая валу вращаться. Происходит выпуск закрылков. Часть отработанной жидкости пойдет на слив через регулятор расхода *1,* вторая часть, пройдя обратный клапан, поступит в магистраль давления. Благодаря этому экономится расход жидкости для работы гидродвигателя.

При выключенном электропитании верхнего клапана жидкость устремится в полость *А* и вернет золотник в нейтральное положение. Он возвращается под действием давления жидкости на втулку *11.* Выпуск закрылков прекращается. Полости гидродвигателя и тормоза сообщаются со сливом, и давление жидкости в них падает. При этом диски тормозного устройства сойдутся и зафиксируются закрылки в выпущенном положении.

Аналогичным порядком осуществляется работа при электропитании нижнего клапана. В этом случае ротор получает обратное вращение, производя уборку закрылков.

Рулевой привод РП-60-1 установлен на третьем лонжероне центроплана в районе пятой нервюры, справа.

5.14. СИСТЕМА НАДДУВА И ДРЕНАЖА ГИДРОБАКОВ

Система наддува и дренажа поддерживает повышенное давление воздуха в баках гидравлических систем. Повышенное давление воздуха в баках улучшает работу гидронасосов при высотных полетах самолета, исключая кавитацию жидкости на входе в насосы. Предупреждение кавитации исключает отказ или неэффективную работу гидросистем и увеличивает ресурс гидронасосов.

Система наддува и дренажа гидробаков (см. рис. 5.8) состоит из двух независимых друг от друга систем: одна обслуживает бак первой и второй гидросистем; вторая обслуживает бак третьей гидросистемы. Воздух в систему наддува подается как от компрессоров всех работающих двигателей, так и из воздушных баллонов.

В систему входят заборник воздуха, отстойник *16,* фильтры *15, 98,* обратный клапан *12,* баллон *14,* дренажный бак *11,* регуляторы давления *13, 93,* предохранительный клапан *94,* манометр *7, 18,* клапан сброса давления наддува *8,* запорный кран *17* и бортовой зарядный штуцер *19.*

Воздух для наддува гидробаков забирается от девятых ступеней компрессоров работающих двигателей, причем от первого и второго двигателей воздух поступает в гидробаки первой и второй гидросистем, а от третьего двигателя — в гидробак третьей гидросистемы.

После заборников воздух проходит отстойники, фильтры, обратные клапаны и направляется в дренажные баки через регуляторы давления. Данные регуляторы поддерживают в дренажных баках давление, равное 2 ±0,2 кгс/см^2. Так как гидробаки сообщаются с дренажными баками, то в них во время полета поддерживается аналогичное давление воздуха.

Повышение давления воздуха в баках выше 2 ±0,2 *кгс/см*^{2} предотвращается предохранительными клапанами *94,* установленными на дренажных баках и срабатывающими при давлении $2{,}6^{+02}$ *кгс/см*^{2}. Воздух из системы дренажа в этом случае уходит в атмосферу.

Давление воздуха в системе наддува и дренажа контролируется двумя манометрами 7.

Воздушные баллоны заряжаются на земле через штуцер *19,* расположенный на панели бортового обслуживания. Воздух от штуцера, пройдя запорный кран, фильтр и обратные клапаны, поступает в баллоны.

Зарядку баллонов производят до давления, равного 15 *кгс/см*^{2}. Воздушные баллоны могут подзаряжаться также во время полета от компрессоров работающих двигателей. В случае, отказа двигателей во время полета система наддува будет питаться воздухом, находящимся в баллонах. В этом случае воздух из баллона, пройдя регулятор давления *13,* обратный клапан *12,* второй регулятор давления *93* попадет в дренажный бак.

При обслуживании можно сбросить давление в системе наддува и дренажа гидробаков с помощью двух клапанов сброса давления *8.*

При переполнении гидробаков жидкостью выброшенное масло собирается в дренажных баках.

Зарядку баллонов воздухом в наземных условиях контролируют по манометрам *18.* Манометры расположены на панелях бортового обслуживания.

Заборник воздуха служит для отвода воздуха от компрессоров двигателей в систему наддува гидробаков. Заборник воздуха представляет собой патрубок, который своим фланцем крепится за девятой ступенью компрессора.

Заборники воздуха за первым и вторым двигателями подают воздух в гидробак первой и второй гидросистем. Заборник воздуха за третьим двигателем направляет воздух в гидробак третьей гидросистемы.

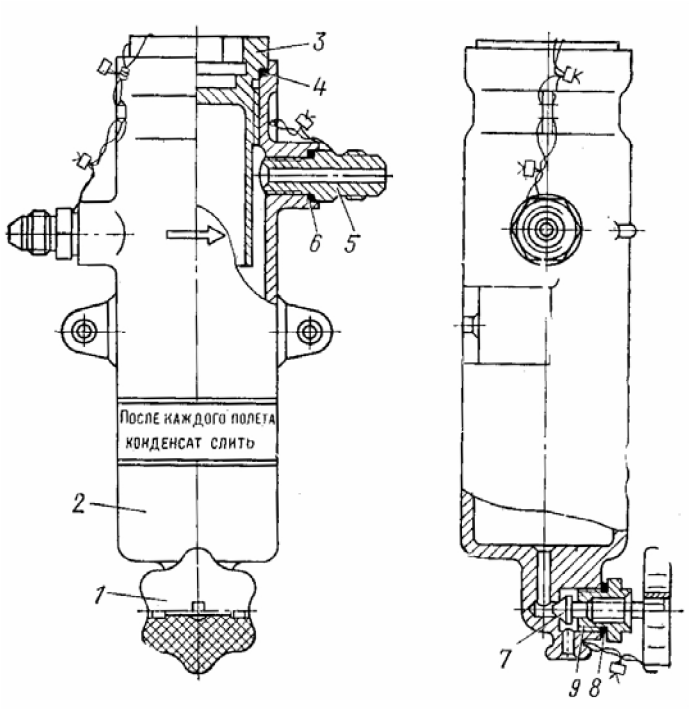


Рис. 5.72. Отстойник 5810.340:
1—кран; 2—корпус; 3—стакан; 4, 6, 8—шайбы; 5—штуцер; 7—клапан; 9—гайка

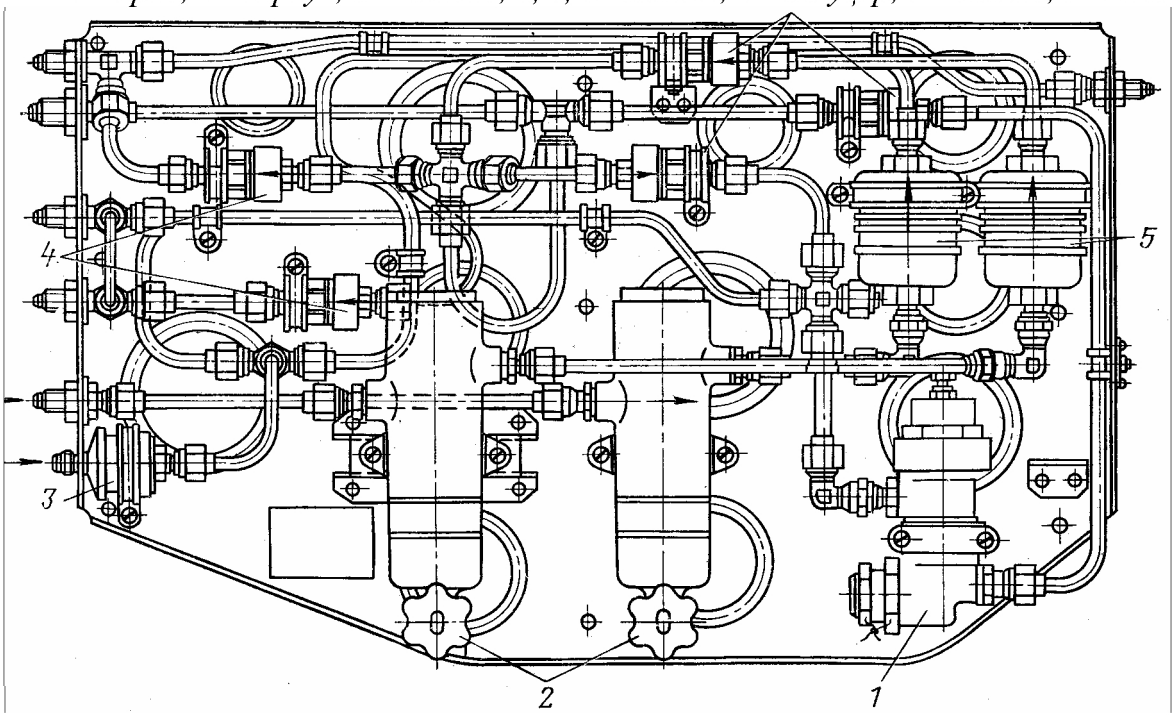


Рис. 5.73. Панель агрегатов наддува бака первой и второй гидросистем 5606.550:
1—регулятор давления; 2—отстойник; 3— фильтр 723900-6; 4, 6—обратный клапан Н5810-210; 5—фильтр 11Ф12

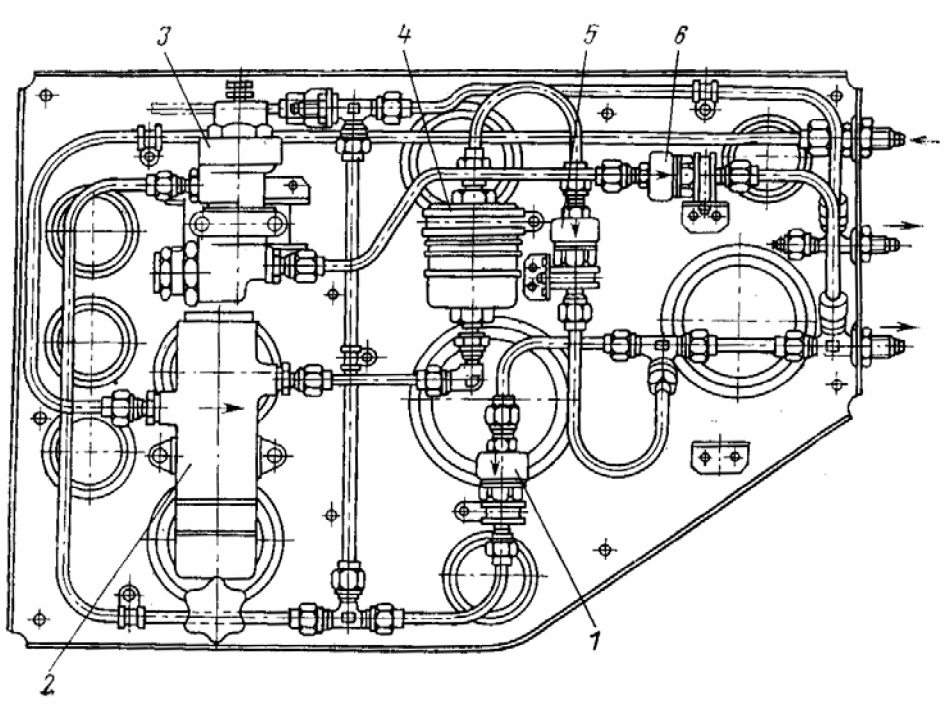


Рис. 5.74. Панель агрегатов наддува бака третьей системы 5606.580:
1, 5, 6 – обратные клапаны Н5810-270; 2- отстойник; 3 регулятор давления; 4- фильтр 11ВФ12

Отстойник 5810.340 (рис. 5.72) служит для очистки воздуха от механических примесей и сбора влаги. Отстойник имеет корпус *2* с двумя штуцерами, кран 1 для слива конденсата влаги и стакан *3*. Юбка стакана отделяет штуцер входа от штуцера выхода, вследствие чего механические частицы и влага, попадая в отстойник, стекают по стакану на дно, а очищенный воздух через верхний штуцер направляется в систему. Движение воздуха через отстойник показано стрелкой на корпусе.

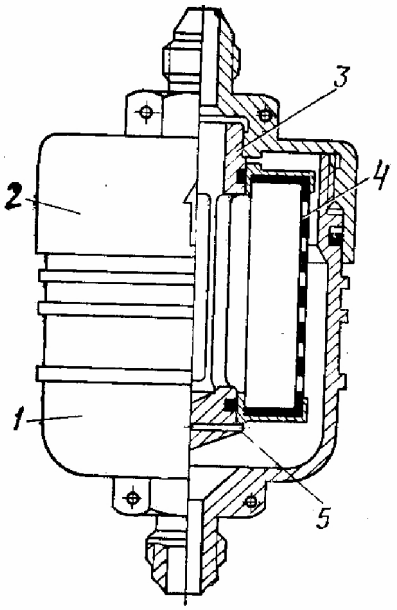


Рис. 5.75. Фильтр 11ВФ12:
1—корпус; 2—крышка; 3—направляющая; 4—фильтр; 5— шпилька

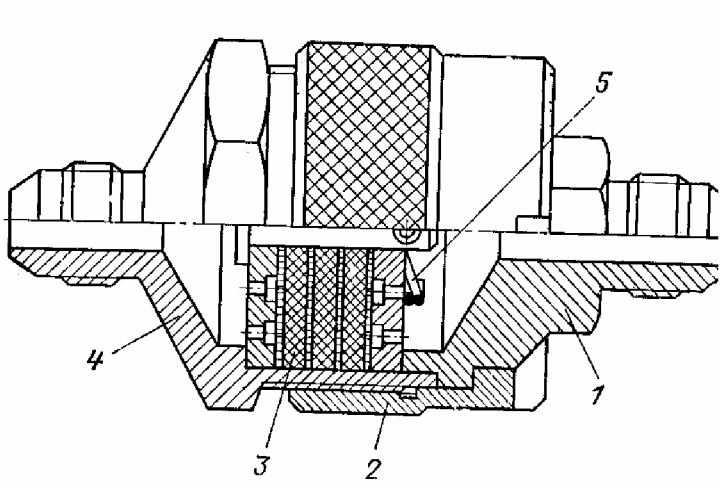


Рис. 5.76. Фильтр 723900-6:
1—крышка; 2—гайка; 3—фетр; 4—корпус; 5—пружина

Два отстойника *2* расположены на панели агрегатов наддува бака первой и второй гидросистем (рис. 5.73). Панель установлена на шпангоуте № 73 слева от оси самолета.

Третий отстойник *2* расположен на панели агрегатов наддува бака третьей гидросистемы (рис. 5.74). Панель расположена на шпангоуте № 73, справа от оси самолета.

Фильтр 11ВФ12 (рис. 5.75) служит для очистки воздуха от механических примесей. Фильтр имеет стрелкой на крышке. Она должна совпадать с движением воз духа по трубопроводам системы.

Воздушный фильтр *72* 3900-6 служит для очистки воздуха при зарядке системы от наземного баллона.

Фильтр выполнен (рис. 5.76) из корпуса *4*, гайки *2*, крышки *1*, фетра *3* и пружины *5*. Пружина прижимает фильтрующий пакет к штуцеру выхода воздуха. При монтаже фильтра необходимо обращать внимание на стрелку, нанесенную на гайку. Движение воздуха через фильтр должно совпадать с направлением стрелки. Фильтр расположен на панели агрегатов наддува баков первой и второй гидросистем.

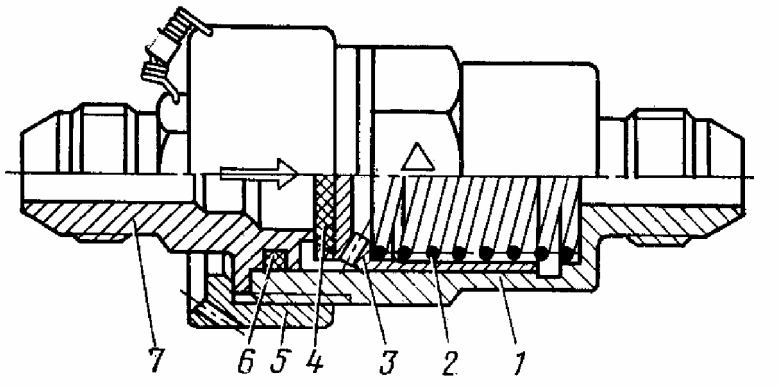


Рис. 5.77. Обратный клапан 5810.270:
1—корпус; 2—пружина; 3—клапан; 4—уплотнительная прокладка; 5—гайка; 6—уплотнительное кольцо; 7—штуцер

Обратный клапан 5810.270 (рис. 5.77) служит для пропускания воздуха в одном направлении.

Клапан состоит из корпуса *1*, клапана *3* и пружины *2*. На корпусе нанесена стрелка, которая показывает, как правильно установить агрегат при монтаже в систему.

Открывается клапан при давлении 0,12 кгс/см^2.

На самолете установлено девять обратных клапанов. Пять — расположены на панели агрегатов наддува баков первой и второй гидросистем, три клапана — на панели агрегатов наддува бака третьей гидросистемы, один — за панелью агрегатов наддува бака третьей гидросистемы.

Воздушный баллон 5810.300 (рис. 5.78) хранит запас сжатого воздуха, который обеспечивает работу системы в полете при отказе двигателей или линий, идущих от них. Баллон сварной конструкции, имеет форму шара емкостью 6 л. Рабочее давление воздуха в баллоне 15 кгс/см^2. К. баллону приварены два штуцера: через один заряжается и расходуется воздух из баллона, а другой закрыт пробкой, служит для очистки баллона при ремонте. Из одного баллона воздух расходуется в гидробак первой и второй гидросистем; из второго — в гидробак третьей гидросистемы.

Воздух из баллона расходуется в том случае, если откажут в работе линии от компрессоров двигателей или сами двигатели.

Зарядка баллонов производится на земле от штуцера, расположенного на панели бортового обслуживания второй гидросистемы. В полете баллоны могут подзаряжаться от компрессоров работающих двигателей.

Оба баллона расположены под воздухозаборником у шпангоута № 73, слева от оси самолета.

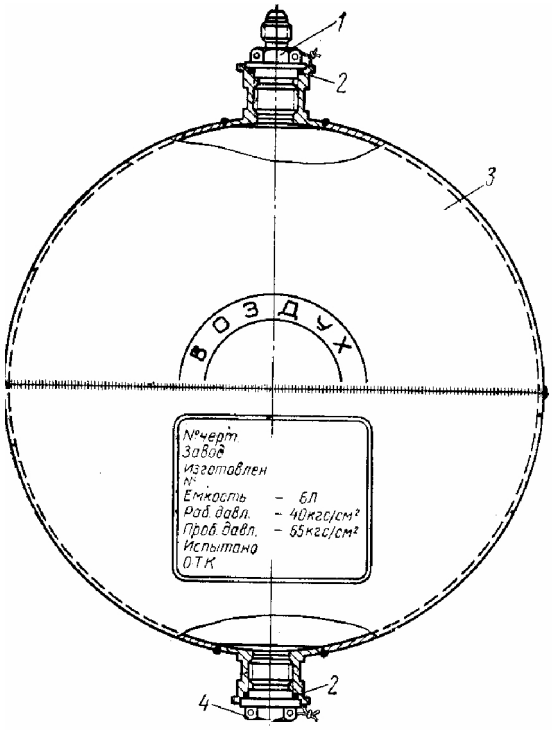


Рис. 5.78. Баллон 5810.300:
1—штуцер; 2—шайба; 3—баллон; 4—пробка

Дренажный бак 5602.350 (рис. 5.79) содержит запас воздуха, необходимый для поддержания нормального давления в гидробаках; кроме этого, в него сливается жидкость при переполнении гидробака.

Бак сварной конструкции, имеет два штуцера: верхний *4*— для сообщения с гидробаком, нижний *1* — для слива масла. На баке установлены: регулятор давления *3* и предохранительный клапан *5*. Емкость бака 5 л.

На самолете поставлено два дренажных бака один обслуживает гидробак первой и второй гидросистем и расположен на шпангоуте № 73 по левому борту; второй обслуживает гидробак третьей гидросистемы и расположен на шпангоуте № 73 по правому борту.

Регулятор давления 5810.180 (рис. 5.80) служит для поддержания постоянного давления воздуха в системе наддува, равного 2 ±0,2 *кгс/см*^{2}.

Регулятор имеет корпус *13*, стакан *4*, диафрагму *10*, редукционную пружину 5, клапан *14* с пружиной *12*, толкатель 11 и обратный клапан.

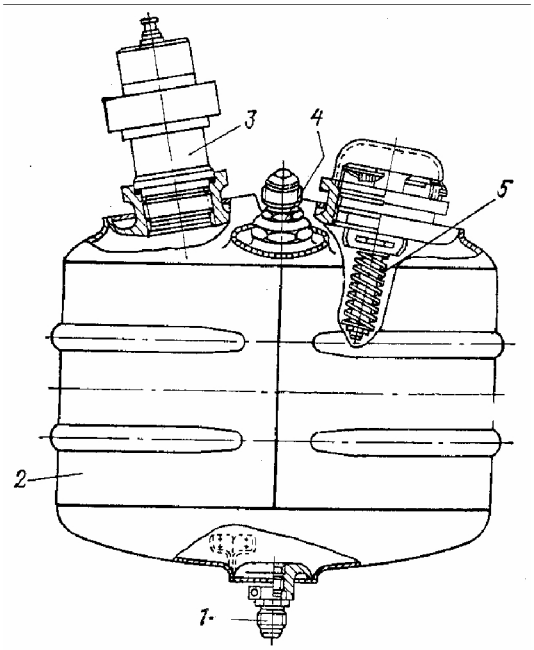


Рис. 5.79. Дренажный бак 5602.350:
1, 4—штуцера; 2—бак; 3—регулятор давления; 5—предохранительный клапан

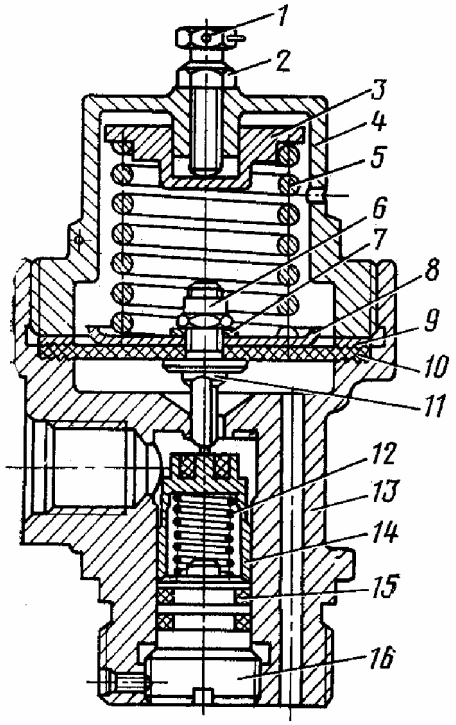


Рис. 5.80. Регулятор давления 5810.180:
1—болт; 2, 6—гайки; 3—упор; 4—стакан; б, 12—пружины; 7, 8, 9—шайбы; 10—диафрагма; 11—толкатель; 13-корпус; 14—клапан; 15—уплотнительное кольцо; 16—пробка

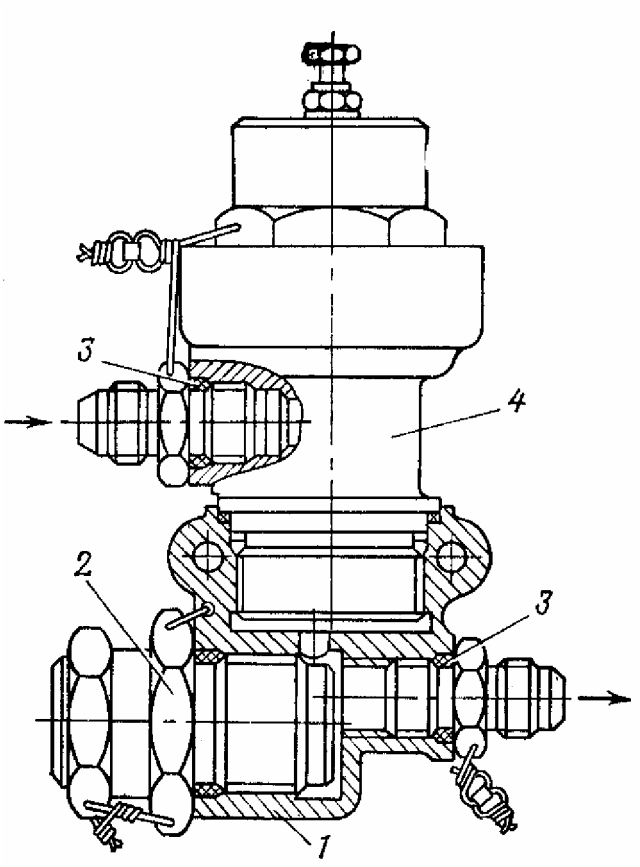


Рис. 5.81. Регулятор давления 5810.170:
1—корпус; 2—предохранительный клапан; 3—уплотнительное кольцо; 4—регулятор давления

Регулятор давления ввернут в дренажный бак и, его вертикальные каналы сообщают полость под диафрагмой с дренажным баком. Обратный клапан установлен в боковом штуцере. Воздух к обратному клапану поступает как от двигателей, так и от воздушных баллонов. Если давление воздуха в дренажном баке, а следовательно, и под диафрагмой будет меньше 2 кгс/см^2, то она под действием пружины прогнется вниз и толкателем откроет клапан, вслед за этим откроется обратный клапан, пропуская воздух в дренажный бак. По мере повышения давления под диафрагмой последняя постепенно прогибается вверх, вслед за ней движется клапан *14.* Когда клапан сядет на седло, давление воздуха в баке будет равно 2 *кгс/см*^{2}. После этого закроется обратный клапан в боковом штуцере.

При разрушении трубопровода перед регулятором обратный клапан предотвращает утечку воздуха из системы наддува гидробака. На самолете установлено два регулятора давления. Оба расположены на дренажных баках.

Кроме того, в системе стоят еще два регулятора давления 5810.170 (рис. 5.81). Они отличаются от описанных выше отсутствием обратного клапана на входе и наличием предохранительного клапана *2.* Регулятор давления поддерживает рабочее давление на выходе 2 ±0,2 *кгс/см*^{2}.

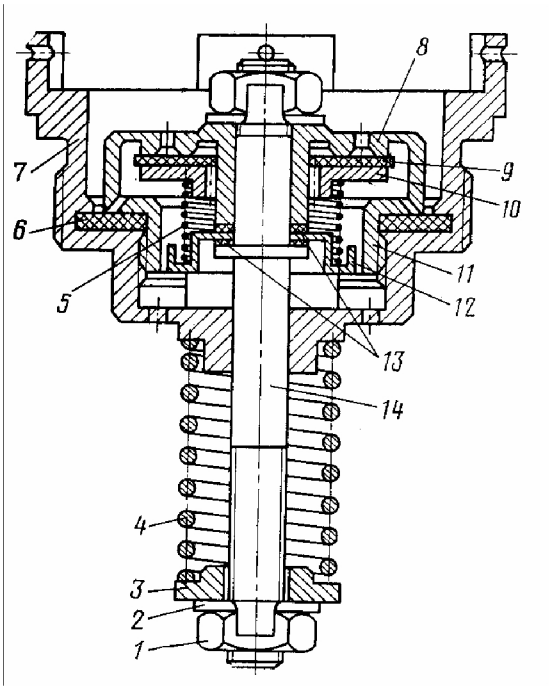


Рис. 5.82. Предохранительный клапан 5810.250:
1—гайка; 2, 3—шайбы; 4, 5—пружины; 6, 9, 13—прокладки; 7—корпус; 8—клапан прямого действия; 10—клапан обратного действия; 11—кольцо; 12—тарелка; 13—прокладка; 14—шток

Предохранительный клапан рассчитан на давление 2,6 кгс/см^2 и установлен в корпусе на выходе воздуха из регулятора. При повышении давления воздуха на выходе более 2,6 *кгс/см*^{2} предохранительный клапан сбрасывает его в атмосферу. Воздух к регулятору подается от воздушных баллонов, а из регулятора поступает в дренажный бак через регулятор, установленный на баке.

Один регулятор давления расположен в панели агрегатов наддува бака первой и второй гидросистем; второй — в панели агрегатов наддува бака третьей гидросистемы. **Предохранительный клапан 5810.250** (рис. 5.82) предотвращает как чрезмерное повышение, так и понижение давления в системе наддува гидробаков.

Клапан двойного действия состоит из корпуса *7,* штока *14* с пружиной и клапаном прямого действия *8* и клапана обратного действия *10.*

Корпусом предохранительный клапан ввернут в дренажный бак.

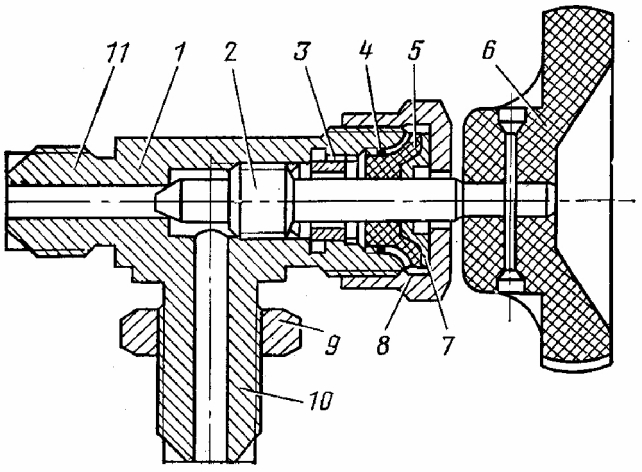


Рис. 5.83. Запорный кран 219К:
1—корпус; 2—игла; 3—ограничитель хода; 4—пружина; 5—манжета; 6—маховик; 7—шайба; 8, 9—гайки; 10—штуцер подвода воздуха; 11—штуцер выхода воздуха

Клапан прямого действия защищает бак от повышения давления, он отрегулирован на давление 2,6±0,2 кгс/см^2. После длительной стоянки допускается открытие клапана при давлении не более 2,9 кгс/см^2, при этом воздух из системы наддува выходит в атмосферу.

Клапан обратного действия защищает бак от избыточного внешнего давления и отрегулирован на перепад давления $0{,}08^{+0{,}07}_{-0{,}06}$ кгс/см^2. Если давление воздуха в баке будет на 0,08 кгс/см^2 меньше, чем в окружающей атмосфере, клапан откроется, пропуская воздух из атмосферы в бак.

На самолете установлено два предохранительных клапана: один расположен на дренажном баке первой и второй гидросистем; второй — на дренажном баке третьей гидросистемы.

Манометр МВ-10М 7 (см. рис. 5.8) служит для замера давления воздуха в дренажных баках системы наддува.

На самолете установлено два манометра: один расположен на панели бортового обслуживания первой гидросистемы в районе шпангоутов № 73—74 по левому борту; второй — на панели бортового обслуживания третьей гидросистемы в районе шпангоутов № 73—74 по правому борту. Над манометром находится указатель «Давление наддува».

Манометр МВ-30 *18* (см. рис. 5.8) служит для замера давления воздуха в воздушных баллонах системы наддува гидробаков.

На самолете установлено два манометра: один расположен на панели бортового обслуживания второй гидросистемы в районе 73—74 шпангоутов по левому борту; второй — на панели бортового обслуживания третьей гидросистемы на шпангоуте № 73—74 по' правому борту. Над манометром находится указатель «Давление в баллоне».

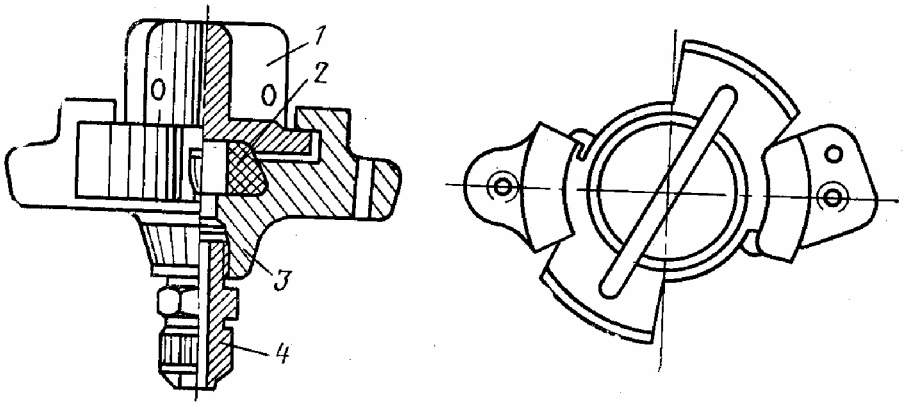


Рис. 5.84. Бортовой зарядный штуцер 3509с50:
1—заглушка; 2—прокладка; 3—корпус; 4—штуцер

Клапан сброса давления наддува 3501с51 *8* служит для быстрого стравливания воздуха из дренажных баков и баллонов. Рядом с клапаном расположен трафарет «Сброс давления из бака».

На самолете установлено два клапана сброса давления наддува: один расположен на панели бортового **обслуживания** первой гидросистемы; другой — на панели бортового обслуживания третьей гидросистемы.

Запорный кран 219К (рис. 5.83) предотвращает утечку воздуха из баллонов при неисправности обратных клапанов. Кран игольчатого типа с рукояткой. Кран установлен на панели бортового обслуживания второй гидросистемы. Над краном имеется указатель «Запорный кран».

Бортовой зарядный штуцер 3509с50 (рис. 5.84) служит для подключения аэродромного баллона. Штуцер имеет корпус *3,* прокладку *2,* заглушку *1.* Над штуцером находится указатель «Штуцер зарядный». Расположен штуцер на панели бортового обслуживания второй гидросистемы.

5.15. ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ГИДРОСИСТЕМЫ

Обслуживая гидросистему, а также заменяя часть ее агрегатов, необходимо соблюдать следующие меры предосторожности: — гидросистема будет надежно работать только в том случае, если она заправлена чистым маслом АМГ-10 в соответствии с техническими условиями ГОСТ 6794—53;

— для зарядки и дозарядки азотных полостей гидроаккумуляторов и гасителей пульсаций применять технический азот второго сорта ГОСТ 9293—59;

— самолет должен быть обесточен, а создание давления производить насосными станциями НС-46;

— давление в первой, второй и третьей гидросистемах стравливать запорными кранами, расположенными на гидравлических панелях, а в системе аварийного торможения — редукционным клапаном УГ-100А;

— давление наддува воздуха стравливать клапанами сброса наддува, расположенными на панелях бортового обслуживания первой и третьей гидросистем;

— при снятии гасителей пульсаций и гидроаккумуляторов стравливать азот из полостей через зарядные клапаны;

— при любых работах не допускать попадания в гидросистему различных загрязнений;

— после замены любого агрегата обязательно удалять из гидросистемы воздушные пробки.

Обслуживание гидросистем. Создание давления в первой гидросистеме производят от наземной установки производительностью 110 *л/мин*, подсоединенной к панели бортового обслуживания первой гидросистемы или от насосной станции НС-46 второй гидросистемы. Создание давления во второй и третьей гидросистемах производят от наземной установки производительностью 55 *л/мин*, подключенной к соответствующим бортовым панелям или от насосных станций НС-46 этих систем. Управление станциями ведется переключателями с пульта бортинженера.

Зарядку баллонов системы наддува воздухом ведут через штуцер и запорный кран 219К, расположенный на панели бортового обслуживания второй гидросистемы. Перед очередным рейсом баллоны должны быть заряжены до давления 15 *кгс/см*^{2}. Контроль за давлением воздуха в баллонах системы наддува ведут по манометрам МВ-30, установленным на панелях бортового обслуживания второй и третьей гидросистем.

Давление воздуха в гидробаках первой, второй и третьей гидросистем проверяется по манометрам МВ-10М, расположенным на панелях бортового обслуживания первой и третьей гидросистем. Давление должно быть в пределах 2 ±0,2 *кгс/см*^{2}. Рабочее давление жидкости во всех гидросистемах и гидроаккумуляторе аварийного торможения равно 210±10 *кгс/см*^{2}. Контроль за давлением ведется по четырем указателям, расположенным на верхнем электрощитке пилотов и панели у бортинженера. Величина давления в системе основного торможения контролируется двумя указателями, расположенными на верхнем электрощитке пилотов. При отсутствии электроэнергии на самолете давление в первой, второй и третьей гидросистемах контролируется по трем манометрам, находящимся на бортовых панелях.

Кроме манометров о падении давления во всех системах и системе аварийного торможения сигнализируют красные лампы, расположенные по четыре на верхнем электрощитке пилотов и пульте бортинженера.

Лампы загораются при падении давления в первой, второй и третьей гидросистемах ниже 100±5 *кгс/см*^{2}, а в системе аварийного торможения — ниже 190±10 *кгс/см*^{2}. Если имеется отклонение от этих цифр, то проверяют исправность сигнализаторов падения давления МСТ-100 и ЭС-200.

Уровень масла в баке первой и второй гидросистем должен быть:

а) 36 л при:

— давлении в гидросистемах, равном 210 *кгс/см*^{2}, и трех заряженных гидроаккумуляторах первой и второй гидросистем;

— выпущенном шасси;

— убранных интерцепторах;

— включенном стояночном тормозе;

б) 48 л при:

— давлении в первой и второй гидросистемах, равном нулю;

— включенном стояночном тормозе;

— выпущенном шасси;

— убранных интерцепторах.

Уровень масла в баке третьей гидросистемы должен быть:

а) 20 л при:

— заряженном гидроаккумуляторе третьей гидросистемы (давление должно быть *210 кгс/см*^{2} при предварительной зарядке газовых полостей азотом до давления 85±3 *кгс/см*^{2});

— выпущенном шасси;

б) 24 л при;

— разряженной гидравлической полости гидроаккумулятора третьей гидросистемы (давление жидкости равно нулю);

— выпущенном шасси.

При контроле уровня масла в баках первой, второй и третьей гидросистем нужно включить АЗСГК-2 на правой панели автоматов защиты и нажать кнопку КНР на панели у бортинженера под трафаретом «При контроле уровня нажми».

Внутренняя герметичность всех гидросистем проверяется после создания в них давления 210 *кгс/см*^{2} от наземной установки. При этом давлении выдерживают первую гидросистему в течение 1 *ч*. За это время допускается падение давления:

— в системе до потребителей до 150 *кгс/см*^{2}*;*

— в системе аварийного торможения до 190 *кгс/см*^{2}. Замер давления производят при остывших гидроаккумуляторах до температуры окружающего воздуха.

Внешняя герметичность проверяется выдержкой системы под давлением 210 *кгс/см*^{2} в течение 30 мин. После этого затормаживают колеса с помощью основной системы, системы стояночного торможения и аварийной системы и обеспечивают последовательную работу остальных потребителей системы. Во время проверки не должно быть подтеканий жидкости в соединениях трубопроводов, шлангов и агрегатов. Маркировка трубопроводов приведена в табл. 5.2. Аналогичным способом проверяют герметичность второй и третьей гидросистем.

Падение давление во второй гидросистеме за 1 ч должно быть не ниже 160 кгс/см^2, а в третьей — не ниже 190 *кгс/см*^{2}.

Слив отстоя производят не позднее 5 мин после многократной перекладки всех рулей самолета.

Перед сливом отстоя необходимо стравить давление воздуха из гидробаков. Контрольное количество масла сливают после предварительного слива из баков 1 —1,5 *л*.

Одновременно при отборе проб масла проверяют его вязкость, которая не должна быть меньше 7,9 *сСт* при температуре +50°С.

Если вязкость ниже указанной величины, то производят замену жидкости в гидробаках.

При сливе масла из бака первой и второй гидросистем необходимо проверить одновременно герметичность перегородки. Сначала сливают через кран на баке масло из полости, питающей вторую гидросистему, после чего кран закрывают. Затем сливают 1,5 л из полости, питающей первую гидросистему, и делают 10—15-минутную выдержку. При сливе последующего остатка количество жидкости должно быть не менее 14,5 *л*.

Если слитой жидкости окажется меньше — перегородка негерметична. В этом случае бак заменяют новым. Заправку гидробаков ведут закрытым способом через штуцера бортовых педалей. В исключительных случаях можно заправлять баки через горловины. При этом используют воронку с вложенной в нее шелковой тканью. Отметку о заправке через горловину делают в формуляре самолета. При этом количество масла должно быть: в баке первой и второй гидросистем — 48+1 *л,* в баке третьей гидросистемы — 24+1 л.

При обслуживании системы в.дренажных баках не должно быть масла АМГ-10. Наличие масла в них более 100 $см^3$ говорит о неисправности системы, которую следует устранить.

Герметичность системы наддува гидробаков проверяют в течение 30 мин под давлением в баллонах 12—15 *кгс/см*^{2}. Падение давления за это время не должно превышать 0,2 *кгс/см*^{2}.

Проверить, нет ли на фильтрах рулевых приводов элеронов и руля направления загрязнений. Наличие загрязнений требует проверки всех фильтров рулевых приводов и рулевых агрегатов.

Фильтры тонкой очистки 8Д2.966.037 первой, второй и третьей гидросистем, установленные перед гидроусилителями, снимаются для проверки состояния и очистки их от загрязнений путем промывки на ультразвуковой установке. Проверка ведется на ПКФ до и после промывки. Промывке подвергаются также фильтры всех систем, установленных за насосами НП-89 (8Д2.966.018-2; 8Д2.966.019-2; 8Д2.966.015-2), сливные фильтры (5810.200).

Таблица 5.2

Маркировка трубопроводов гидравлических систем

Наименование	Расположение трубопроводов		Маркировка
	от	до	
Первая гидросистема			
Сливная линия	кранов управления	гидробака	0
Линия всасывания	гидробака	гидронасосов НП-89	00
Линия нагнетания	гидронасосов НП-89	кранов управления	2
Аварийное торможение	клапана УГ-100 или клапана УГ-122	тормозов колес	3
Основное торможение	клапана УГ-92/2	тормозов колес	5
Основная уборка шасси	электрокрана КЭ47	гидроцилиндров	6
Основной выпуск шасси	электрокрана КЭ47	гидроцилиндров	7
Линия питания рулевых приводов и рулевых агрегатов	электрокрана ГА-165	рулевых приводов и рулевых агрегатов	11
Линия выпуска внутренних интерцепторов	электрокрана ГА-142/1	цилиндров внутренних интерцепторов	14
Линия уборки внутренних интерцепторов	электрокрана ГА-142/1	цилиндров внутренних интерцепторов	15
Включение средних интерцепторов	электрокрана ГА-158	приводов средних интерцепторов	16
Вторая гидросистема			
Линия всасывания	гидробака	насосов НП-89, НС-46	000
Сливная линия	кранов управления	гидробака	4
Линия нагнетания	насосов НП-89 и НС-46	кранов управления	8
Линия слива при аварийном выпуске	цилиндров шасси	золотникового распределителя	9

Продолжение

Наименование	Расположение трубопроводов		Маркировка
	от	до	
Линия аварийного выпуска шасси	аварийного крана шасси	гидроцилиндров	10
Линия питания рулевых приводов и рулевых агрегатов	электрокрана ГА-165	рулевых приводов и рулевых агрегатов	12
Линия поворота колес вправо	электрокрана ГА-163	стойки ноги	17
Линия поворота колес влево	электрокрана ГА-163	стойки ноги	18
Третья гидросистема			
Линия всасывания	гидробака	насосов НП-89 и НС-46	0000
Линия нагнетания	гидронасосов НП-89 и НС-46	кранов управления	26
Сливная линия	кранов управления	гидробака	27
Линия питания рулевых приводов и рулевых агрегатов	электрокрана ГА-165	рулевых приводов и рулевых агрегатов	13
Линия дублирующего аварийного выпуска шасси	электрокрана ГА-165	гидроцилиндров	20
Наддув	компрессоров двигателей	баллонов, гидробаков и панелей бортового обслуживания	22

Чистоту жидкости в гидросистеме определяют при сливе отстоя из баков по 0,5 л. Проверка ведется по гранулометрическому или весовому методу. Количество частиц, находящихся в 100 $см^3$ жидкости, не должно превышать указанные ниже нормы.

Размер частиц в мкм	от 10 до 25	от 25 до 50	от 50 до 100	от 100 и волокна
Количество частиц не более	800	200	—	—

В фильтрах 11ВФ12 через каждые 1500 ч налета заменяют фильтрующие элементы новыми. Во время проверки состояния Дросселей постоянного расхода контролируют отсутствие повреждений на фильтрующих сетках.

Обслуживая рулевой привод РП-60-1, проверяют, нет ли течи и наличия масла по смотровому окну. Уровень масла не должен выходить за пределы окна. Промывка фильтра рулевого привода РП-60-1 ведется на ультразвуковой установке. Замена масла в рулевом приводе РП-60-1 ведется в соответствии с инструкцией по эксплуатации системы СПЗ-1А.

Азотные полости гидроаккумуляторов и гасителей пульсаций заряжают азотом при температуре воздуха +20°С до давления 85±3 и 115±3 *кгс/см*^{2} соответственно. Зарядка ведется приспособлением с манометром, установленным на зарядном клапане гидроаккумулятора или гасителя пульсаций.

Перед зарядкой азотных полостей следует убедиться в отсутствии давления жидкости в гидросистеме.

При проверке правильности зарядки гидроаккумуляторов и гасителей пульсаций азотом следует помнить, что изменение температуры воздуха на 10° С вызывает изменение давления азота в гидроаккумуляторах на 3 *кгс/см*^{2}, а в гасителях пульсаций — на 4 кгс/см^2.

При проверке герметичности диафрагмы и уплотнения гасителя пульсаций и гидроаккумулятора убедиться в отсутствии жидкости в газовых полостях. Проверка ведется открытием зарядных клапанов на этих агрегатах. После проверки необходимо

восстановить нормальное давление азота в этих полостях. При проверке герметичности давление жидкости в гидросистемах должно быть равно нулю.

Работа насосов НП-89 проверяется на номинальном режиме при пробе двигателей. Производительность насосов определяется путем последовательных полных перекладок руля высоты, руля направления к элерон-интерцепторов от одной гидросистемы. При этом давление по манометрам не должно понижаться ниже 180 *кгс/см*^{2}. При работе рулей включать кран гидроусилителей ГА-165 той системы, насосы которой испытывают на производительность, при этом два других крана ГА-165 должны быть выключены.

Проверка работы предохранительного клапана, расположенного в дренажном баке, осуществляется следующим образом.

Подсоединяют воздушный баллон к клапану сброса наддува и создают давление воздуха. При давлении $2{,}6^{+0{,}2}$ *кгс/см*^{2} клапан должен сработать, после этого давление не должно повышаться в системе дренажа. После длительной стоянки самолета допускается открытие клапана при давлении 2,9 *кгс/см*^{2}. Увеличение давления выше 2,9 *кгс/см*^{2} запрещается. Работа насосной станции НС-46 второй гидросистемы проверяется следующим образом.

Создают давление с помощью насосной станции НС-46, равное 210 кгс/см^2. Время зарядки гидроаккумулятора не должно превышать 14 с. Затем производят полную отдельную перекладку всех рулей по десять циклов с максимальной скоростью перекладки. Давление жидкости в гидросистеме не должно падать ниже 180 *кгс/см*^{2}. Затем включают насосную станцию для работы на первую гидросистему с помощью электрокрана ГА-165. Время зарядки гидроаккумулятора первой гидросистемы не должно превышать 14 с (при заряженном гидроаккумуляторе второй системы).

Одновременно с этим проверяется работа электрокрана ГА-165.

Работа насосной станции НС-46 третьей гидросистемы проверяется аналогичным образом путем зарядки гидроаккумулятора до давления 210 *кгс/см*^{2} за время не более 14 с и проверки падения давления в нем при перекладке рулей не ниже 180 кгс/см^2.

При проверке работы системы управления интерцепторами уделяют внимание:

— синхронности выпуска интерцепторов, рассогласование допускается не более 5°;

— четкости срабатывания шариковых замков в гидроподъемниках в процессе уборки интерцепторов;

— четкости работы концевых выключателей, расположенных на гидроподъемниках;

— выпуску и уборке интерцепторов, которые должны продолжаться не более 2 с;

— правильности работы зеленых световых табло. После уборки и закрытия шариковых замков табло должно погаснуть. Если один из интерцепторов снимется с шарикового замка, табло должно загореться;

— блокировке крана ГА-142/1 на выпуск интерцепторов путем освобождения концевых выключателей на главных ногам шасси;

— автоматическому выключению крана ГА-142/1 через 5 с после установки ручки в положение «Убрано»;

— автоматическому включению крана ГА-142/1 на уборку интерцепторов при открытии шарикового замка. Для этого нажимают на кнопку выпуска крана ГА-142/1. После начала выпуска кнопку отпускают, а интерцепторы должны автоматически пойти на уборку.

Управление средними интерцепторами проверяют от первой гидросистемы. При проверке проверяют четкость работы крана ГА-158 при установке ручки на выпуск интерцепторов. При установке ручки на уборку интерцепторов кран ГА-158 не должен выключаться. Во время уборки средних интерцепторов выключение крана блокируется четырьмя концевыми выключателями, расположенными на рулевых приводах РП-59.

После срабатывания последнего концевого выключателя на рулевом приводе выключается кран ГА-158 и гаснет зеленое табло «Замки интерцепторов открыты». Срыв интерцептора с замка сигнализируется загоранием этого табло и автоматическим выключением крана ГА-158 на уборку средних интерцепторов.

Проверка работы систем торможения колес шасси заключается в следующем.

Давление в тормозных устройствах колес проверяется при полностью обжатых тормозных педалях или при полном отклонении на себя ручек аварийного торможения. Одновременно замечается давление начала торможения колес. Начало затормаживания колес должно соответствовать 2/5 хода педалей и давлению в тормозных устройствах колес не выше 20 кгс/см^2. Время полного затормаживания и растормаживания колес не должно превышать 1с.

Максимальное давление в тормозах должно быть:

а) при основном торможении 100±10 *кгс/см^2;*

б) при стояночном торможении 120+10 *кгс/см^2*;

в) при аварийном торможении 100-10 кгс/см^2.

При максимальном давлении в тормозах усилие на педалях не должно превышать 50±5 кгс.

Проверка работы антиюзового автомата УА-51А осуществляется при помощи специального ключа.

Для этого берут ключ, вставляют в гнездо агрегата и поворачивают, нажимая в осевом направлении напротив стрелки на корпусе. Давление жидкости в тормозном устройстве, на котором расположен автомат, должно резко упасть до нуля. В остальных тормозных устройствах падение давления не должно превышать 12 *кгс/см^2*.

Проверку работы антиюзового автомата ведут при постановке самолета на стояночный тормоз. Во время обслуживания гидросистемы шасси уборку производят от первой гидросистемы, а выпуск — от первой, второй и третьей гидросистем.

При данной операции проверяется:

а) продолжительность уборки и выпуска шасси. Общее время уборки шасси не должно превышать 8 с при расходе жидкости 110 л/мин и 10 с при расходе 55 л/мин, давление жидкости в конце уборки не должно превышать 190 кгс/см^2;

б) общая продолжительность выпуска не должна превышать: — от первой гидросистемы 10 с при расходе жидкости
90 л/мин;

— от второй и третьей гидросистем — 25 с при расходе жидкости 45 л/мин.

Падение давления при выпуске не должно быть ниже 120 кгс/см^2. Во время выпуска шасси от третьей гидросистемы уровень масла в баке этой системы повышается на 6 л, соответственно в баке первой и второй гидросистем уровень жидкости понижается на такую же величину. Перед повторным выпуском шасси от третьей гидросистемы надо долить масло в бак первой гидросистемы до нормального уровня.

При очередном обслуживании гидросистем следить, чтобы трубопроводы не касались металлических частей самолета. Особое, внимание при этом уделять агрегатам и трубопроводам, расположенным на двигателях и в отсеках шасси, ввиду большей вибрации элементов конструкций в этих зонах. Штуцера гибких шлангов не должны иметь подтеков жидкости и должны быть законтрены. Муфты гибких шлангов не должны проворачиваться и смещаться относительно шлангов. Проверка смещения ведется по белой черте, нанесенной на муфте и шланге.

Не допускаются сплющивание, потертости и смятие трубопроводов системы. Трубопроводы с данными дефектами подлежат замене.

На панелях гидросистемы не должно быть подтеканий масла.

Ручка крана аварийного выпуска шасси должна быть утоплена, законтрена и опломбирована. Выключатель дублирующего аварийного выпуска должен быть закрыт

колпачком. Должны быть опломбированы пробки и сливные краны гидробаков, отстойников, фильтров и штуцера наземного питания на бортовых панелях.