
САМОЛЕТ
ТУ-134А
ОСОБЕННОСТИ
ТЕХНИЧЕСКОЙ
ЭКСПЛУАТАЦИИ



Москва «Транспорт» 1985

Самолет Ту-134А. Особенности технической эксплуатации/Н. А. Семенов, В. Т. Соловей, В. П. Фадеев и др.— М.: Транспорт, 1985.—269 с.

Изложены краткие сведения о конструкции самолета и его систем, авиационном и радиоэлектронном оборудовании, даны практические рекомендации по выполнению нивелировки, технического обслуживания и восстановлению элементов конструкции в условиях эксплуатации.

Предназначена для инженерно-технических работников эксплуатационных предприятий.

Будет также полезна летному составу, курсантам училищ и студентам авиационных вузов гражданской авиации.

Ил. 108, табл. 30.

Авторы: Н. А. Семенов, В. Т. Соловей, В. П. Фадеев, А. Ф. Вахитов, В. Г. Запорожченко.

Рецензент В. В. Палтусов

Заведующий редакцией В. С. Захаров

Редактор Л. В. Васильева

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1.1. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА

Самолет ТУ-134А предназначен для перевозки пассажиров, багажа, почты на авиалиниях протяженностью до 3000 км. Это скоростной пассажирский самолет, имеющий два турбореактивных двигателя с управляемым реверсом тяги, существенно улучшающим его посадочные характеристики. Высокие крейсерские скорости (750 — 850 км/ч), большие высоты полета (10000—11000 м) и оснащение самолета современным пилотажно-навигационным радиосвязным и радиолокационным оборудованием, а также аппаратура автоматического захода на посадку позволяют эксплуатировать его на всех международных трассах в сложных метеорологических условиях.

Самолет оборудован вспомогательной силовой установкой, которая обеспечивает автономность самолета по подаче воздуха для запуска двигателей, по охлаждению и обогреву кабин, а также по подаче электроэнергии бортовым системам.

Самолет представляет собой свободно несущий моноплан цельнометаллической конструкции, с низкорасположенным стреловидным крылом, однокилевым стреловидным Т-образным оперением и трехстоечным шасси.

Шасси самолета выполнено с качающимися стойками основной опоры. Такая конструкция обеспечивает при посадке самолета и при рулении мягкую амортизацию. Колеса носовой стойки шасси на рулении управляются

от педалей. Угол поворота колес $\pm 55^\circ$.

Фюзеляж самолета состоит из трех основных частей: носовой — от шпангоута № 2 до шпангоута № 15, средней — от шпангоута № 15 до шпангоута № 55, хвостовой — от шпангоута № 55 до шпангоута № 65. Носовая и средняя части фюзеляжа представляют собой единую герметичную кабину, в которой размещается экипаж, пассажиры и оборудование, которое по характеру работы должно находиться в герметической части фюзеляжа.

В гермокабине при помощи системы кондиционирования воздуха создается искусственный климат. В любое время года и на любой высоте полета температура воздуха в гермокабине поддерживается около 20°C , а давление, равное земному, поддерживается до высоты 6300 м. С дальнейшим подъемом на высоту давление постепенно понижается, сохраняется постоянный перепад между кабиной и атмосферой, равный $0,57 \text{ кгс/см}^2$. На высоте 12000 м давление в гермокабине соответствует давлению на высоте 2400 м. Хвостовая часть фюзеляжа негерметичная.

К фюзеляжу, состоящему из 65 шпангоутов, 64 стрингеров и обшивки, по силовым шпангоутам № 23 и № 34 крепится крыло, по силовым шпангоутам № 55 и № 60 крепится киль, по силовым шпангоутам № 47, 48 и 51 крепятся гондолы двигателей. Стабилизатор крепится к верхней части киля. Под полом носовой части фюзеляжа, в отсеке между шпангоутами № 8 и № 11, установлена передняя опора шасси.

Крыло самолета имеет кессонную конструкцию и состоит из центроплана, входящего в конструкцию фюзеляжа, двух средних и двух отъемных частей крыла. Кессоны средних отъемных частей крыла, состоящие из двух лонжеронов, 15 нервюр и панелей и кессоны отъем-

ных частей крыла, состоящие из двух лонжеронов, 10 нервюр и панелей, используются для размещения топлива. В центроплане могут устанавливаться мягкие баки для дополнительного размещения топлива. На средних частях крыла установлены главные опоры шасси, gondoly шасси, взлетно-посадочные выдвижные закрылки и интерцепторы. Элероны, закрепленные на отъемных частях крыла, — разрезные, имеют осевую аэродинамическую компенсацию и весовую балансировку. Под фюзеляжем, за задним лонжероном центроплана, установлен посадочный щиток. На последних сериях самолетов посадочный щиток не устанавливается. Для предотвращения обледенения передней кромки крыла в полете съемные носки его снабжены тепловым противообледенительным устройством, в которое поступает горячий воздух от двигателей.

Вертикальное оперение состоит из фюзеляжа, киля и руля направления.

Горизонтальное оперение — стреловидное, не имеет поперечного «V» и состоит из стабилизатора и руля высоты. Стабилизатор переставной, с электромеханизмом, состоит из двух консолей. Стабилизатор и киль снабжены противообледенительными устройствами. Носки стабилизатора имеют электрический обогрев, а носки киля — воздушный обогрев. Все рули оперения имеют осевую компенсацию, весовую балансировку и снабжены триммерами.

Большое внимание уделено эффективности и надежности управления самолетом. Установленный демпфер рыскания ДР-134 М значительно облегчает пилотирование особенно при полете в болтанку и обеспечивает посадку самолета на минимальных скоростях при боковом ветре. Безопасность полета обеспечивается возможностью продолжать взлет при отказе одного из двигателей, возможностью продолжать полет на одном двигателе на высоте 5500—6000 м практически без

уменьшения дальности полета с сохранением нормального кондиционирования воздуха в кабине и установкой аварийных дублирующих агрегатов в основных системах и оборудовании самолета.

Обшивка и детали каркаса анодированы. Анодная пленка внешней поверхности является противокоррозионной защитной. Кроме этого, наружная поверхность самолета покрыта бесцветным лаком АС-16. Внутренняя поверхность обшивки и основные элементы каркаса для улучшения антикоррозионной стойкости покрыты грунтом ФЛ-086.

В целях облегчения сборки и транспортировки планер самолета (фюзеляж, крыло и оперение) расчленены в местах технологических разъемов на отдельные агрегаты. Для подхода к агрегатам оборудования, проводкам и механизмам управления на фюзеляже, крыле и хвостовом оперении имеются эксплуатационные лючки.

В качестве основных материалов в конструкции планера применены хорошо изученные сплавы: Д16А-Т, Д16А-ТН, Д16А-ТВ, Д16А-ТНВ, Д16А-МО, В95 (в виде листов, профилей), АК6, АК8 (в виде штамповок) 30ХГСА, 30ГСНА и 40ХНМА. Отдельные детали и узлы изготовлены из магниевых сплавов.

1.2. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Самолет (рис. 1)

Длина самолета, м	37,047
Высота самолета, м	9,144

Фюзеляж

Длина фюзеляжа, м	33,17
Максимальный диаметр, м	2,9
Ширина пассажирской кабины, м	2,71
Высота пассажирской кабины, м	1,96
Площадь миделя фюзеляжа, м ²	6,602
Объем герметичной части фюзеляжа, м ³	128
» пассажирской кабины, м ³	68
Длина переднего багажного помещения, м	2,186

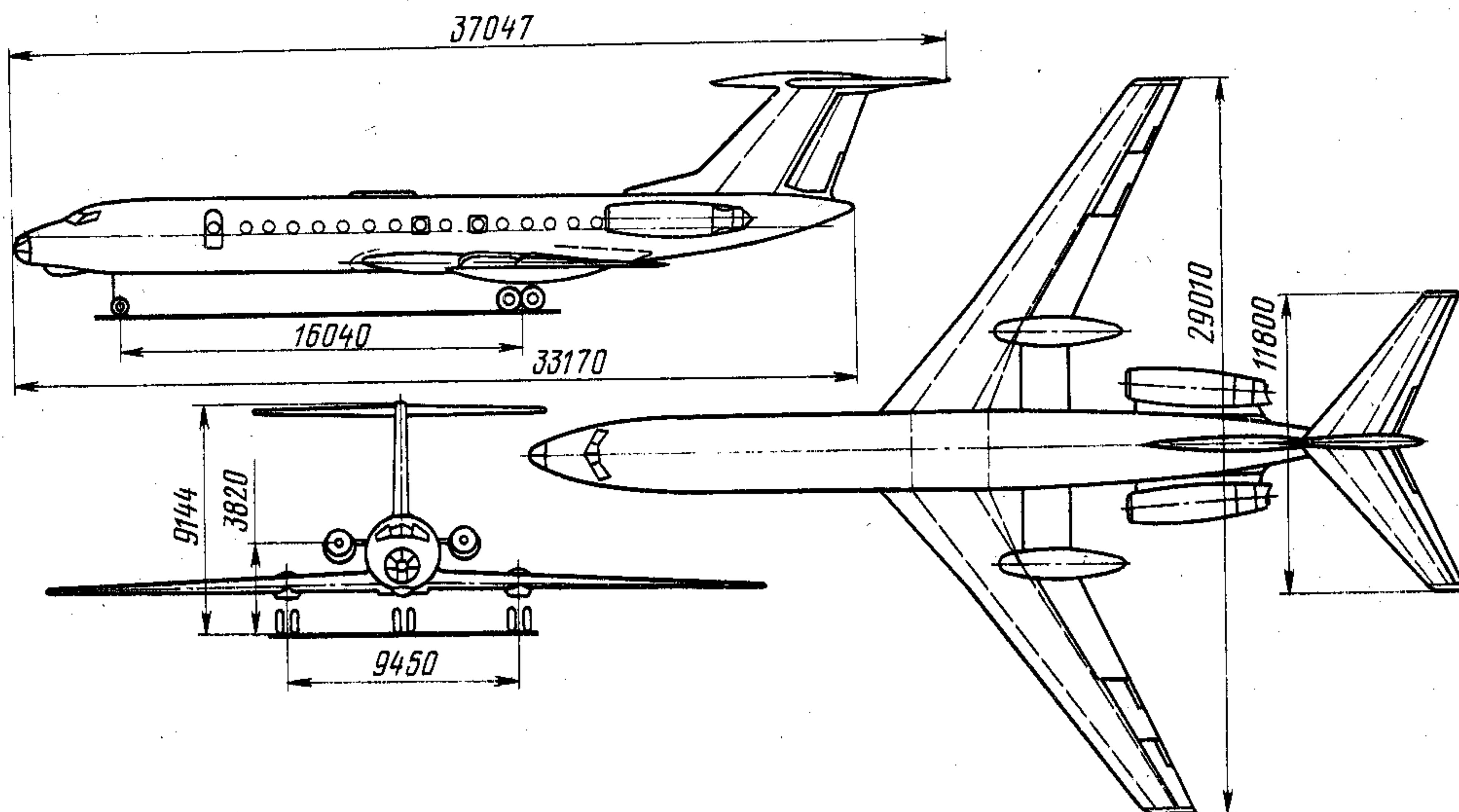


Рис. 1. Общий вид самолета

Длина заднего багажного помещения, м	3,2
Суммарный объем багажных помещений, м ³	14,5

Размеры проемов дверей, люков

Служебная дверь (правый борт), мм	1250×750
Входная дверь (левый борт), мм	1610×700
Задняя входная дверь (для салонных самолетов), мм	1530×750
Люк заднего багажника (правый борт), мм	1220×905
Аварийные люки (правый и левый борт), мм	586×600

Крыло

Размах крыла, м	29,01
Стреловидность крыла, °	35
Удлинение крыла (без наплывов)	7,3
Площадь крыла с наплывом, м ²	127,3
» » без наплыва, м ²	115
Средняя аэродинамическая хорда (САХ), м	4,318
Корневая хорда крыла, м	8,658
Концевая хорда крыла, м	1,916
Начало САХ от 2-го лонжерона вперед, мм	322,31
Сужение крыла (без наплыва)	3,139
Стреловидность отъемной части крыла по линии 1/4 хорды, °	35
Угол установки крыла, °	+1

Элероны

Размах элеронов, м	2×5,15=10,3
Площадь элеронов, м ²	9,68
» триммеров-флетнеров, м ²	2×0,187=0,374
» флетнеров, м ²	2×0,163=0,326
» осевой компенсации двух элеронов без ножа, без учета вырезов, м ²	3,02

Закрылки

Размах внешних закрылков, м	7,69
Размах внутренних закрылков, м	5,41
Площадь внешних закрылков, м ²	12,16
» внутренних закрылков, м ²	10,34
Общая площадь закрылков, м ²	22,5

Интерцепторы

Размах интерцепторов, м	7,01
Общая площадь интерцепторов, м ²	4,48

Горизонтальное оперение (ГО)

Размах ГО, м	11,8
Стреловидность ГО по линии 1/4 хорд, °	38
Площадь стабилизатора, м ²	24,263
» ГО, м ²	30,68
Удлинение ГО	4,54

Площадь рулей высоты (двух), м ²	6,417
» триммеров руля высоты (двух), м ²	0,684
Сужение	2,46

Вертикальное оперение (ВО)

Размах ВО, м	4,325
Стреловидность ВО по линии 1/4 хорд	40°01'
Площадь ВО с форкилем м ²	21,25
» ВО без форкиля, м ²	20,03
Удлинение ВО с форкилем	0,9338
» ВО без форкиля	0,8802
Сужение	1,7533

Шасси

Продольная база шасси (стойки шасси обжаты), м	16,04
Ширина колеи шасси, м	9,45
Размер основных колес (КТ-81/3), мм	930×305
» передних » (К-288, К-288Д), мм	660×200

1.3. НИВЕЛИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

Нивелирование — инструментальный процесс определения уровня превышения одних точек частей самолета относительно других. Нивелировочные точки выбирают с таким расчетом, чтобы вертикальные размеры, обычно задаваемые до этих точек от базовой плоскости, проходящей через строительную горизонталь фюзеляжа, удобно было определять в собранном самолете с помощью нивелира и рейки, а горизонтальные размеры, задаваемые между указанными точками — с помощью отвесов и измерительной ленты (рулетки).

Нивелировочные данные служат для нивелировки самолета в процессе сборки, после сборки, ремонта, после перегрузок, полученных в воздухе и при посадке, после наземных повреждений конструкции, а также при техническом обслуживании в случае обнаружения местной деформации фюзеляжа, крыла, заклинивания дверей и люков или по замечаниям экипажа об ухудшении летных качеств самолета —

появлении тенденций к развороту, крену, пикированию, кабрированию и заеданию шасси при выпуске и уборке. На каждый самолет, поступающий в эксплуатацию, заводится нивелировочный паспорт, где, кроме теоретических нивелировочных данных, указываются фактические, полученные после изготовления самолета.

При поступлении самолета в ремонт соответствующие службы ремонтного предприятия в порядке входного контроля производят нивелировку самолета, сравнивают полученные данные с фактическими данными завода-изготовителя. При значительных отклонениях выясняют причину их появления. Ремонтные службы к нивелировочному паспорту завода-изготовителя прикладывают свой нивелировочный паспорт самолета с фактическими данными, полученными после ремонта самолета. Эксплуатационные предприятия при приемке самолета из ремонта должны производить входной контроль фактической нивелировки самолета, полученной после ремонта.

Устройство нивелира. Для нивелировки применяют нивелиры различных типов, наиболее современным и простым в использовании является нивелир типа НТ. Он состоит из вращающейся части со зрительной трубой, цилиндрическим и круглым уровнями, тангенциальным винтом точного горизонтирования (вертикальной коррекции) и неподвижной части с горизонтальным градуированным кругом. Неподвижная часть крепится к шаровой головке штатива. Зрительная труба прибора кратностью 23 имеет объектив, окуляр и систему фокусирования изображения линейки. В поле зрения прибора видны горизонтальная и вертикальная нити (штрихи), точка пересечения которых лежит строго на оптической оси прибора. Фокусировка нитей производится поворотом окуляра. Вертикальная нить используется для контроля вертикальности линейки, а по гори-

горизонтальной нити производят отсчеты. В приливе корпуса трубы расположен цилиндрический уровень для установки трубы в горизонтальное положение. Продольная ось уровня должна быть строго параллельна оптической оси нивелира. Уровень снабжен призматической системой, обеспечивающей точную установку нивелира в рабочее положение по совмещению полудужек — кромок воздушного пузырька уровня, видимых в окуляре трубы. Тангенциальный винт позволяет уточнить установку нивелира по уровню в каждом направлении, что обеспечивает необходимую точность отсчетов. Фокусировка изображения линейки производится вращением маховичка, расположенного в верхней части трубы справа. На вращающейся части справа от трубы закреплен круглый уровень с зеркалом, через которое можно контролировать положение пузырька уровня при повороте трубы. Пузырек должен находиться в кольце, обозначенном на донышке уровня. В левой части поля зрения трубы имеется прямоугольное окно, через которое наблюдаются полудужки пузырька цилиндрического уровня. Прибор закрепляется на штативе становой винт, рукоятка которого служит также для установки трубы в горизонтальное положение по круглому уровню.

Порядок работы с нивелиром. Для проверки геометрических параметров самолета нивелир и самолет должны быть установлены в рабочее положение, при котором его оптическая ось находится в горизонтальной плоскости независимо от направления трубы. Эта плоскость называется плоскостью визирования. Нивелир устанавливается на расстоянии 3—5 м от самолета с любой стороны, но в таком месте, с которого хорошо видна линейка, приложенная в любой нивелировочной точке, так как вся нивелировка должна быть выполнена за одну установку нивелира. Штатив

устанавливают на плотном грунте или бетонном покрытии по круглому уровню нивелира, для чего слегка затягивают становой винт, руками поворачивают прибор на шаровой опоре до совмещения пузырька круглого уровня с центральным кольцом и окончательно затягивают становой винт. Прибор установлен. Цилиндрический уровень вывернется после поворота трубы «на линейку» перед снятием отсчета.

В дальнейшем с нивелиром надо обращаться осторожно; не опираться на штатив, не прикладывать больших усилий при повороте трубы, не задевать ногами ножки штатива, так как установка нивелира может быть нарушена.

Установка самолета. Нивелировка производится на пустом самолете (с оборудованием и без топлива) в ангаре или на стоянке в безветренную погоду при температуре воздуха, близкой к той, при которой производилась окончательная нивелировка на заводе-изготовителе или ремонтном заводе согласно нивелировочному паспорту самолета.

Для нивелировки самолет необходимо установить в горизонтальное положение на трех основных гидроподъемниках:

два гидроподъемника устанавливаются под опорными узлами на первом лонжероне крыла в передней части гондолы шасси;

один гидроподъемник устанавливается под опорным узлом фюзеляжа на шпангоуте № 60.

Подъем и опускание самолета на гидроподъемниках необходимо выполнять согласно инструкции по эксплуатации. За нивелировочную плоскость принимают горизонтальную плоскость, проведенную через нивелировочные точки, находящиеся на строительной горизонтали самолета у шпангоутов № 15 и № 55. Продольную установку самолета в горизонтальное положение производят по нивелировочным точкам на строительной горизонтали само-

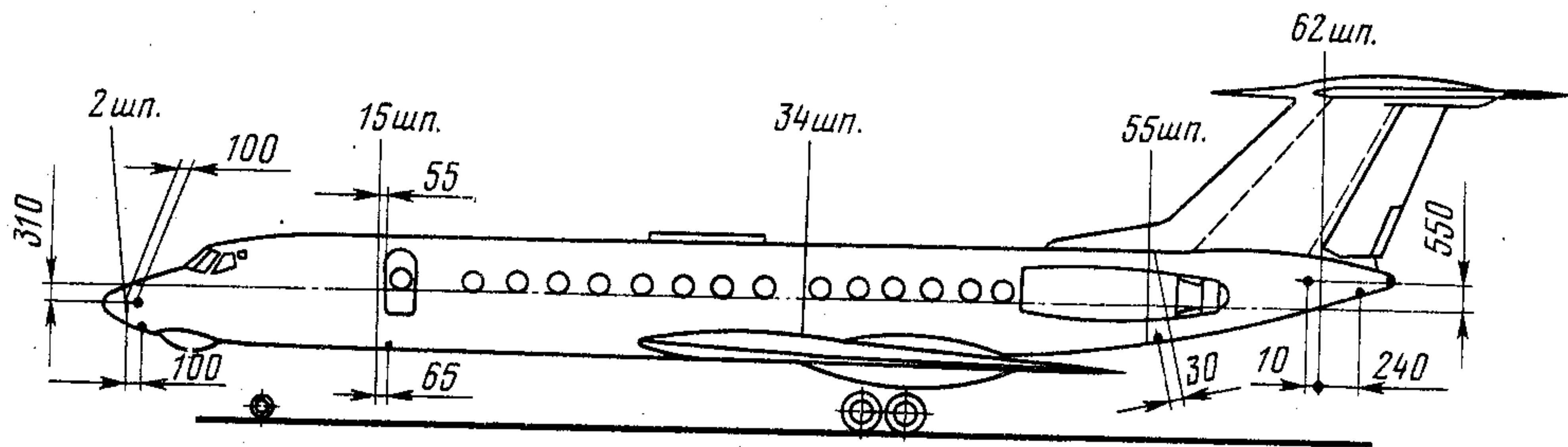


Рис. 2. Схема расположения нивелировочных точек при виде сбоку

лета у шпангоутов № 15 и № 55. Нивелировочные точки, расположенные на строительной горизонтали самолета у шпангоутов №№ 2, 15, 55, 62, даны в виде закерненных заклепок с потайной и выпуклой головками (рис. 2).

Поперечную установку самолета в горизонтальное положение производят по нивелировочным точкам на II лонжероне крыла по нервюре № 4. За ось симметрии самолета принимают прямую, проведенную через проекции на гори-

зонтальную плоскость нивелировочных точек на оси фюзеляжа у шпангоутов № 15 и № 55. Для проверки положения поперечной оси самолета устанавливается нивелир и замеряется расстояние от плоскости визирования до симметрично расположенных нивелировочных точек на II лонжероне крыла на нервюре № 4. Если эти расстояния одинаковы, то поперечная ось самолета находится в горизонтальном положении. Если нет, то, работая правым или левым гидроподъемником, необходимо добиться одинаковых отсчетов по обеим точкам. Нивелировочные точки на оси симметрии фюзеляжа на шпангоутах №№ 2, 15, 55, 62 даны в виде отверстий с резьбой для сережки под нить отвеса. Нивелировочные точки, расположенные на крыле, оперении и гондолах, закернены (рис. 3). Все нивелировочные точки обведены красным кругом диаметром 30 мм с толщиной линии 5 мм.

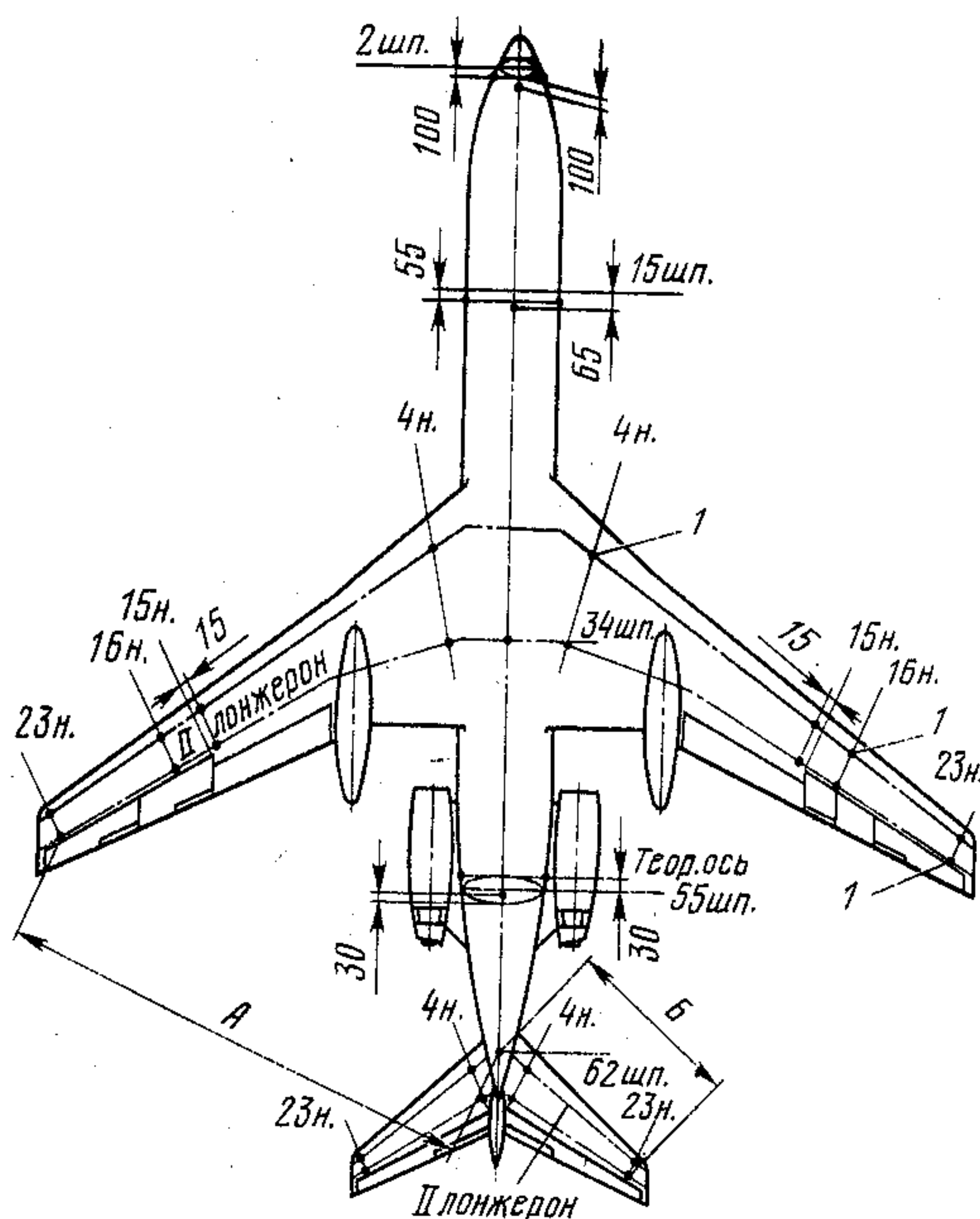


Рис. 3. Схема расположения нивелировочных точек при виде в плане:

1 — нивелировочные точки на нижней поверхности крыла

Определение фактических параметров. Симметричные размеры левой и правой половин крыла и стабилизатора определяют замером и сравнением расстояний между плоскостью симметрии самолета и симметричными точками (см. рис. 3,8). Если разность этих расстояний превышает допустимые значения, то это указывает на наличие деформации.

Смещение нивелировочных точек гондол шасси, мотогондол, переднего и основных шасси, фюзеляжа

определяют замером расстояний, указанных на рис. 2, 9, 10, 11, 12 и сравнением полученных данных с допустимыми значениями.

Скручивание фюзеляжа можно обнаружить при помощи отвесов, подвешенных в точках нижней части фюзеляжа на шпангоутах №№ 2, 15, 55, 62. При отсутствии деформации за первой нитью отвеса у шпангоута № 2 (при убранной носовой опоре шасси) остальные нити точек отвесов на шпангоутах №№ 15, 55, 62 не должны быть видны. Если третья и четвертая нити отвесов просматриваются, то фюзеляж скручен или изогнут. Скручивание фюзеляжа можно обнаружить также по разности высот симметричных точек стабилизатора.

Для определения превышения точек необходимо по нивелировочной схеме (см. рис. 4, 5, 6, 7) найти нужную пару точек на самолете и снять их отсчеты, для чего:

установить линейку в точку и по отвесу на линейке добиться ее вертикальности;

навести нивелир на линейку по наружному визиру;

глядя в окуляр, скорректировать цилиндрический уровень тангенциальным винтом;

сфокусировать изображение линейки и снять отсчет;

вычислить разность отсчетов, сравнить их с допустимыми значениями и в зависимости от отклонения сделать заключение о наличии или отсутствии деформации.

Если полученные значения отличаются от допустимых, необходимо еще раз проверить установку нивелира и самолета, снова снять отсчеты по тем же точкам и сделать окончательное заключение.

Проверка симметрии самолета. Допустимые значения проверяемого параметра (см. рис. 3) следующие:

Разность размера А по левому и правому крылу, мм
Разность размера В по левой и правой консоли стабилизатора, мм

12

7

Нивелировка фюзеляжа. Допустимые значения проверяемых параметров следующие:

Расстояние от нивелировочных точек по борту до нивелировочной плоскости (с учетом прогиба от веса), мм:

от точки у шпангоута № 2 — 321 ± 2
» » » » № 62 549 ± 2

Смещение нивелировочных точек у шпангоутов №№ 2, 62 от оси симметрии самолета, мм ± 2

Допустимая разница размеров, замеренных по правому и левому бортам фюзеляжа у шпангоутов №№ 15 и 55, не более ± 1 мм.

Нивелировка крыла по поперечному V. Превышение H (рис. 4) нивелировочной точки на 4-й нервюре над точками нервюр по II лонжерону крыла самолета типа Ту-134 дано в табл. 1.

Нивелировка крыла по установочному углу. Превышение Δ (рис. 5) нивелировочных точек I лонжерона над точками II лонжерона крыла по нервюрам дано в табл. 2

Асимметрия в закрутке правого от левого крыла (разница превышения реперных точек на 23-й нервюре правого и левого крыла) при любых значениях отклонений в пределах допусков не должна превышать 4 мм.

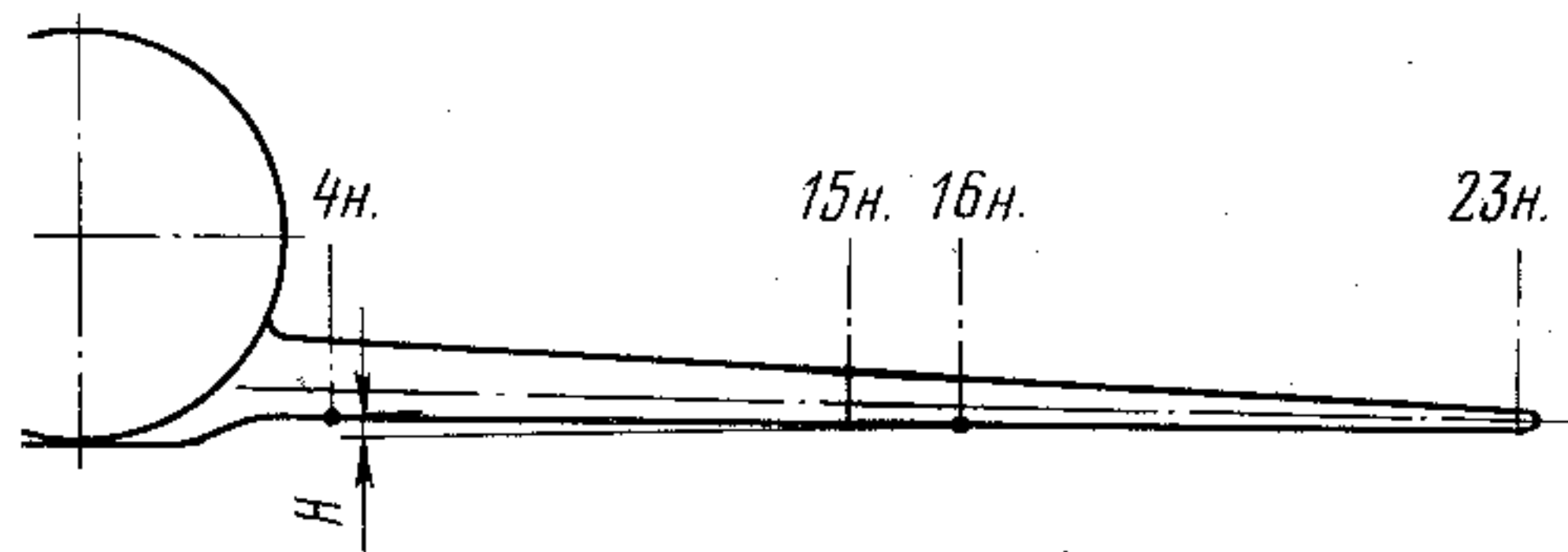


Рис. 4. Схема нивелировки крыла по поперечному V

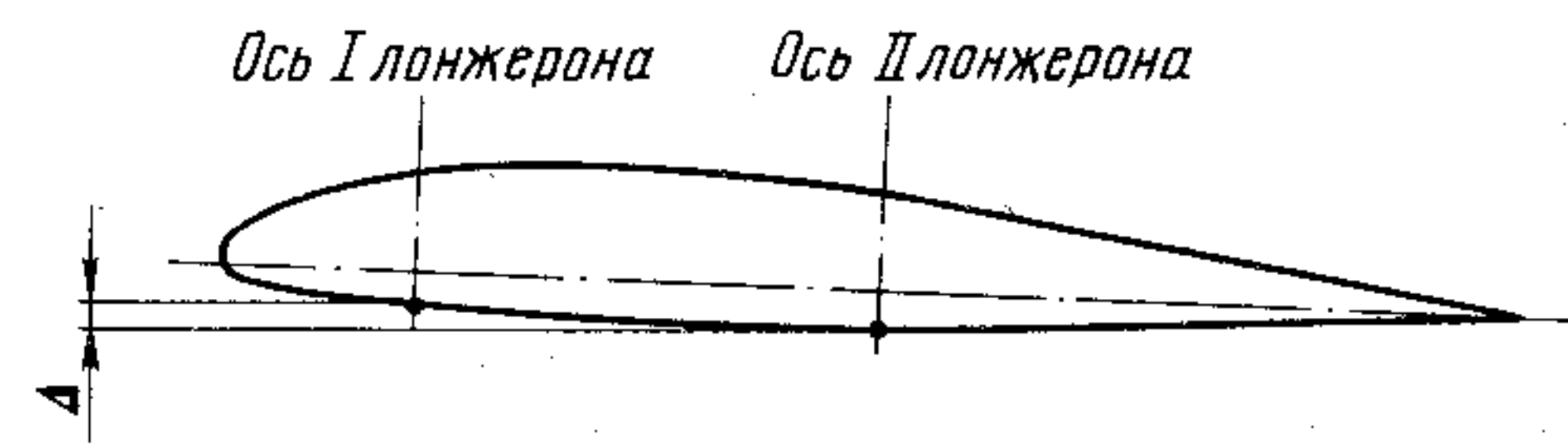


Рис. 5. Схема нивелировки крыла по установочному углу

Тип самолета	Номер нервюры				Допустимая асимметрия по концам правого и левого крыла, мм
	4	15	16	23	
	Допустимое превышение Н, мм				
Ту-134:					
вариант I	0	120 ± 5	125 ± 6	172 ± 8	10
вариант II	0	116 ± 5	121 ± 6	168 ± 8	10
вариант III	0	112 ± 5	117 ± 6	164 ± 9	10
Ту-134А	0	105 ± 5	110 ± 6	145 ⁺⁹ ₋₁₁	11

Примечание. Под вариантом следует понимать конкретные №№ самолетов по нормативно-технической документации.

Таблица 2

Номер нервюры	Δ, мм	Допуск, мм
4	64	± 3
15	8	+ 3 - 4
16	5	+ 3 - 4 + 2
23	- 11	- 6

Таблица 3

Номер нервюры	α стабилизатора	Δ, мм
4	- 1° 30'	68 ± 5
	- 4°	106 ± 5
23	- 1° 30'	29 ± 5
	- 4°	50 ± 5

Нивелировка горизонтального оперения по поперечному V. Превышение Н, мм, (рис. 6) нивелировочных точек нервюры № 23 над нивелировочными точками нервюры № 4 по II лонжерону составляет при α стабилизатора:

- 1° 30'	149 ± 7
- 4°	281 ± 7

Нивелировка горизонтального оперения по установочному углу. Превышение Δ (рис. 7) нивелировочных точек II лонжерона над точками I лонжерона крыла по нервюрам дано в табл. 3

Нивелировка вертикального оперения. Допустимые значения проверяемых параметров (рис. 8) следующие: h = 20 мм, X = ± 9 мм.

Асимметрия стабилизатора проверяется по нивелировочным точкам на нервюрах № 23 по II лонжерону и допускается не более 20 мм.

Отклонение вертикального оперения от вертикали (по верхней точке) не более 9 мм.

Нивелировка передней опоры. Допустимые значения проверяемых параметров (рис. 9) следующие:

Расстояние от нивелировочной плоскости до оси колеса А, мм	2950 ± 4
Вынос оси колеса от шпангоута № 8 Б, мм	320 ± 6
Смещение стойки шасси от вертикали В, мм	± 5
Разворот колес в плане Г, мм	± 2,8

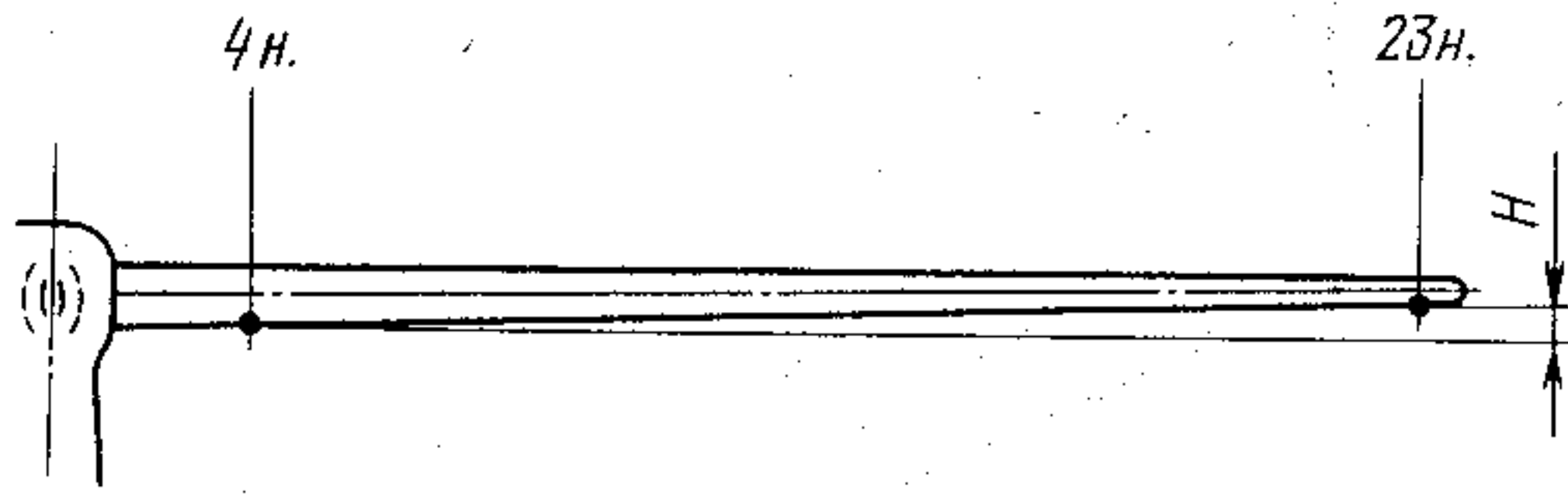


Рис. 6. Схема нивелировки горизонтального оперения по поперечному V

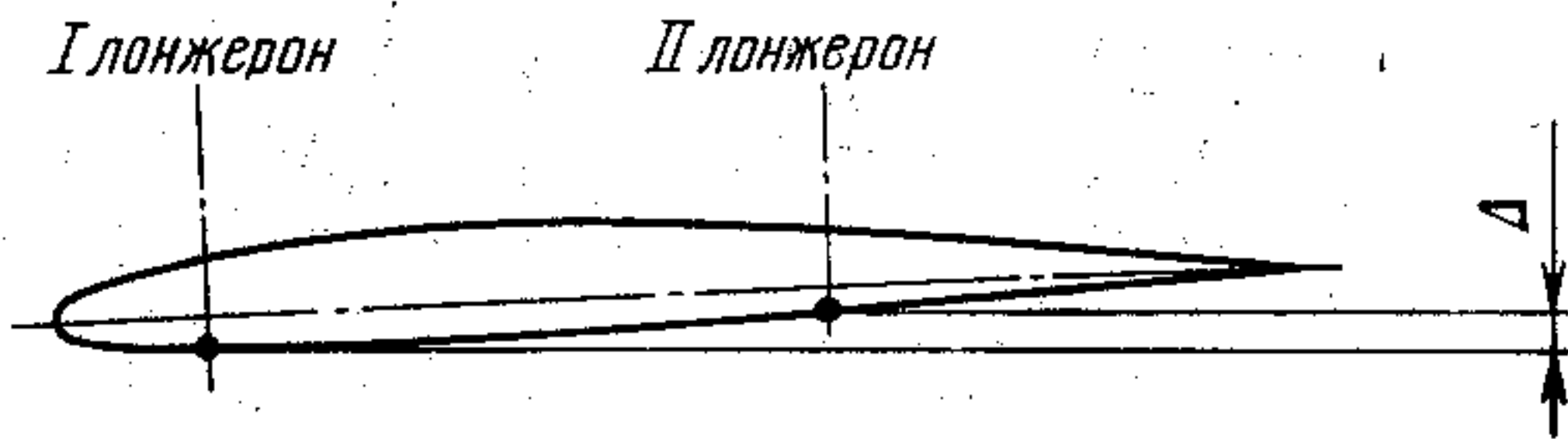


Рис. 7. Схема нивелировки горизонтального оперения по установочному углу

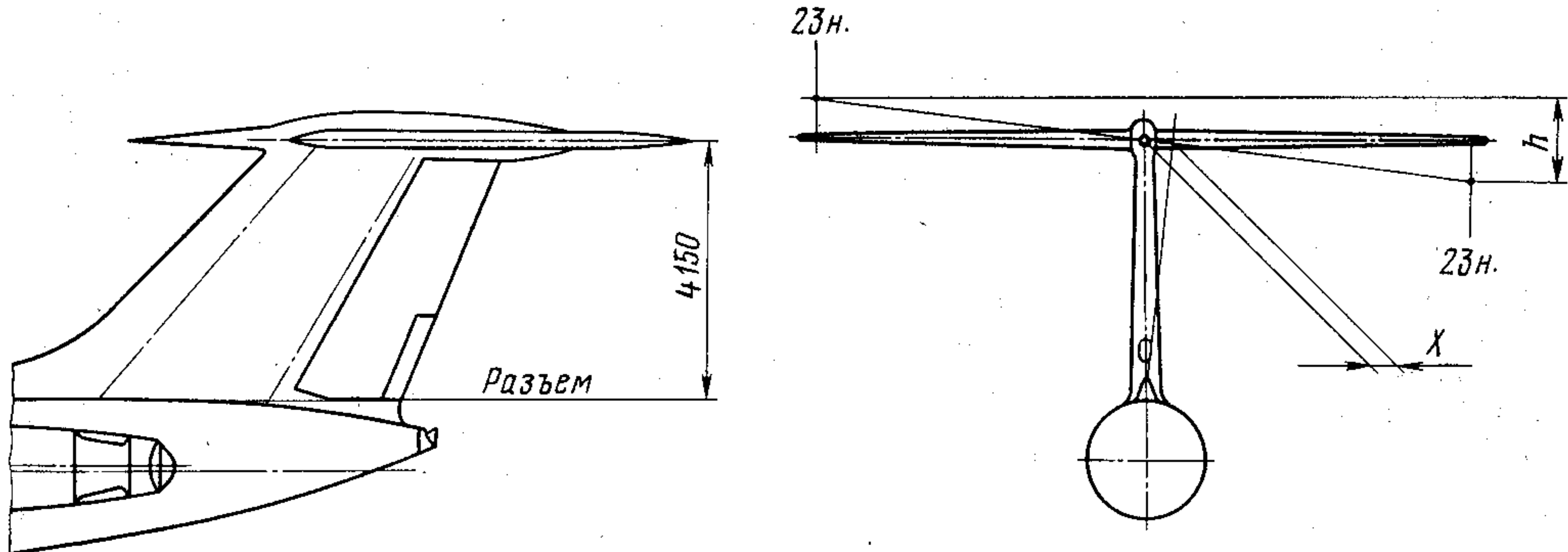


Рис. 8. Схема нивелировки вертикального оперения

Нивелировка основной опоры. Допустимые значения проверяемых параметров (рис. 10) следующие:

Расстояние от нивелировочной точки на крыле до оси навески тележки шасси A , мм	1496 ± 5
Вынос стойки шасси от базовой линии B , мм	$101,28 \pm 10$
Расстояние от оси симметрии самолета до стойки шасси V , мм	4725 ± 5
Перекос тележки при виде в плане Γ , мм	± 4
То же, по полету D , мм	± 3

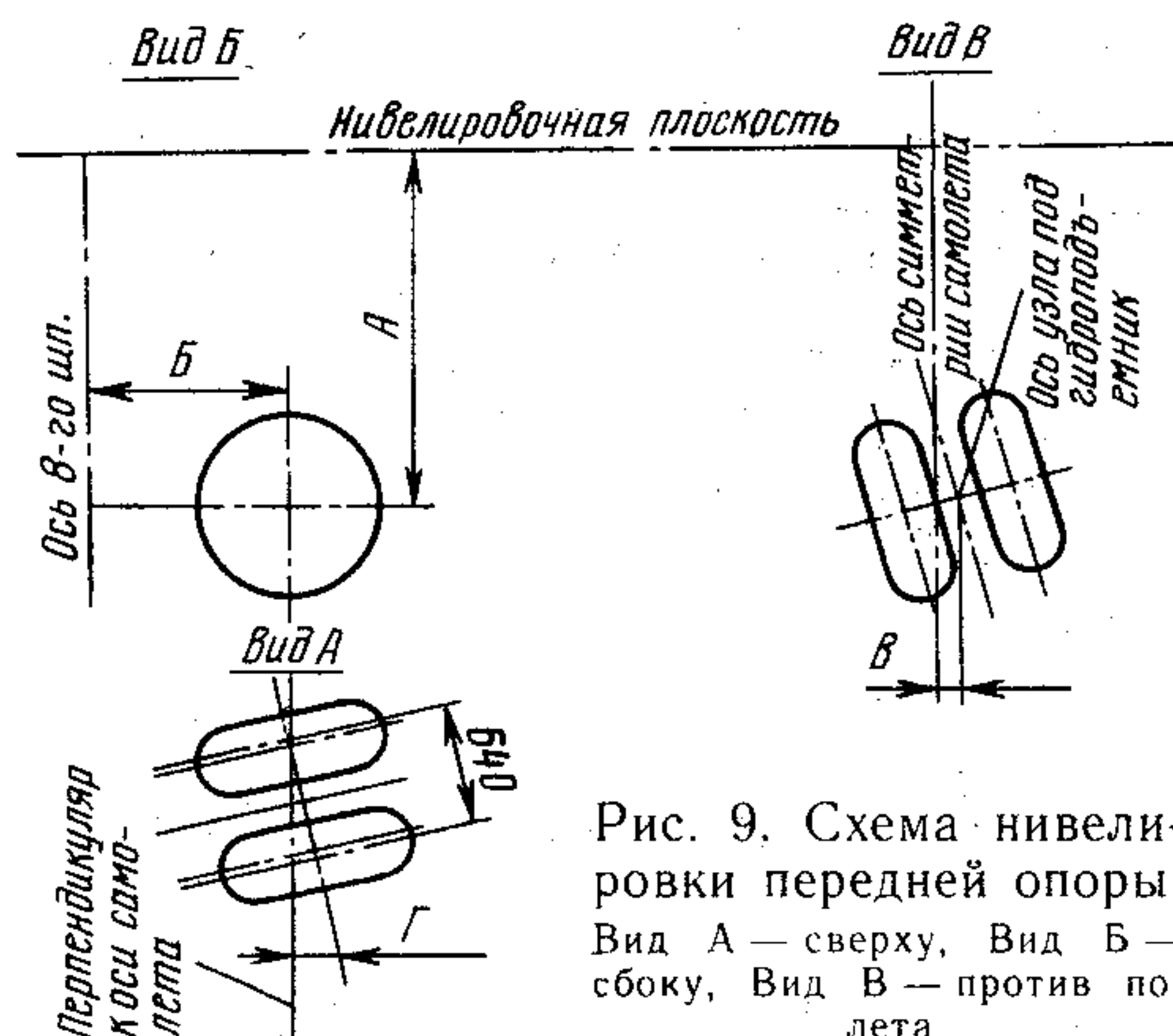


Рис. 9. Схема нивелировки передней опоры: Вид А — сверху, Вид Б — сбоку, Вид В — против полета

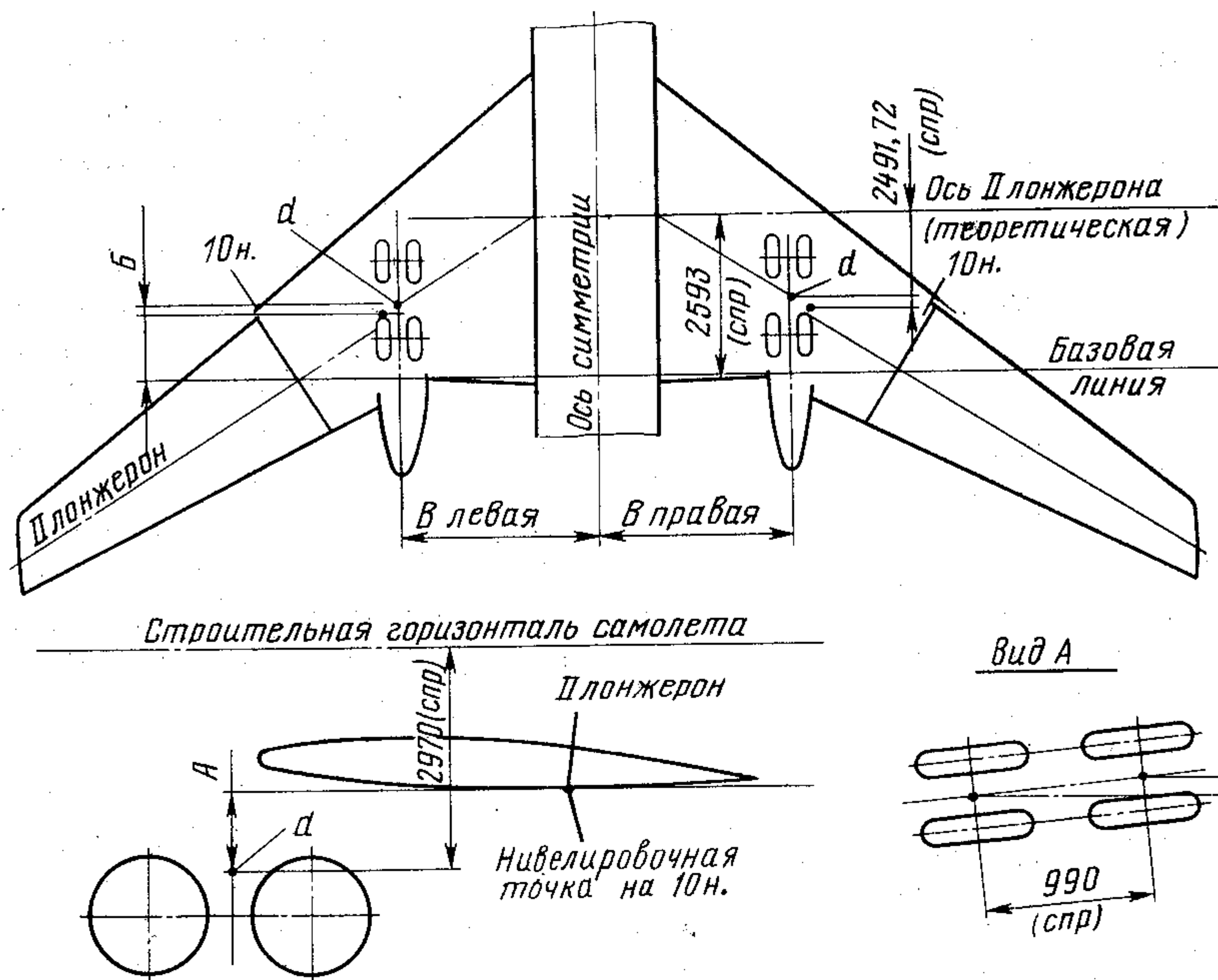


Рис. 10. Схема нивелировки основной опоры: Вид А — в плане, Вид Б — по полету

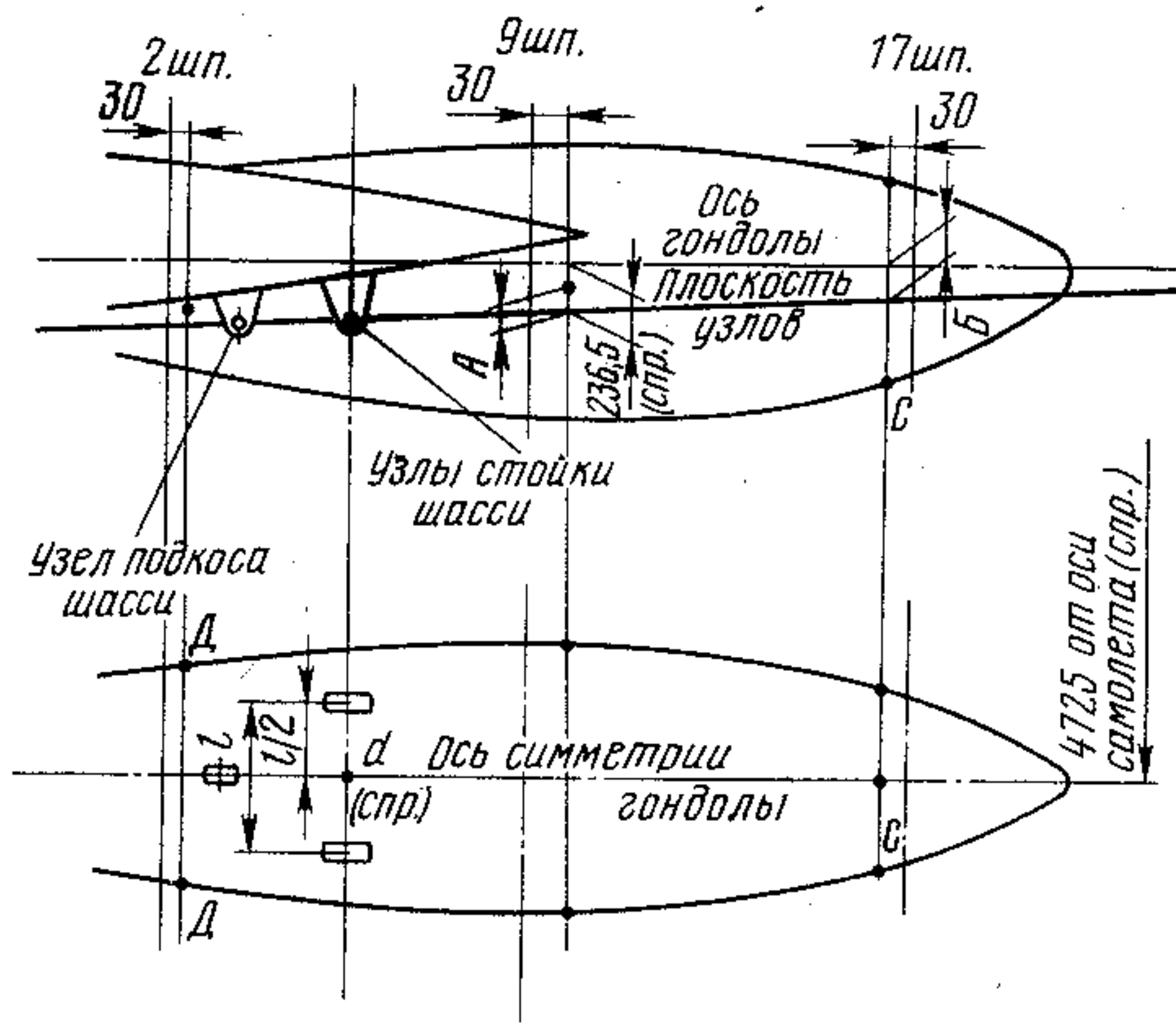


Рис. 11. Схема нивелировки гондол шасси

За базовую принимают линию, проходящую через проекции на горизонтальную плоскость нивелировочных точек, расположенных на втором лонжероне крыла у нервюр № 10.

Точка *d* (см. рис. 10) — ось навески тележки.

Нивелировка гондол шасси. Допустимые значения проверяемых параметров (рис. 11) следующие:

Расстояние от плоскости узлов до нивелировочной точки у шпангоута № 9 А, мм	$86,5 \pm 10$
То же, у шпангоута № 17 В, мм	$96,3 \pm 10$
Смещение нивелировочной точки С с оси шасси (смещение в сторону оси самолета писать с «—»), мм	± 8
Разность размеров В по правому и левому борту на левой гондоле, мм	± 6
То же, на правой гондоле, мм	± 6

За плоскость узлов принимают плоскость, которая проходит через оси узлов навески подкоса и стойки шасси.

Горизонтальную ось гондолы устанавливают относительно плоскости узлов по нивелировочным точкам у шпангоутов №№ 9 и 17.

Смещение гондол с оси шасси проверяют по нивелировочной точке С.

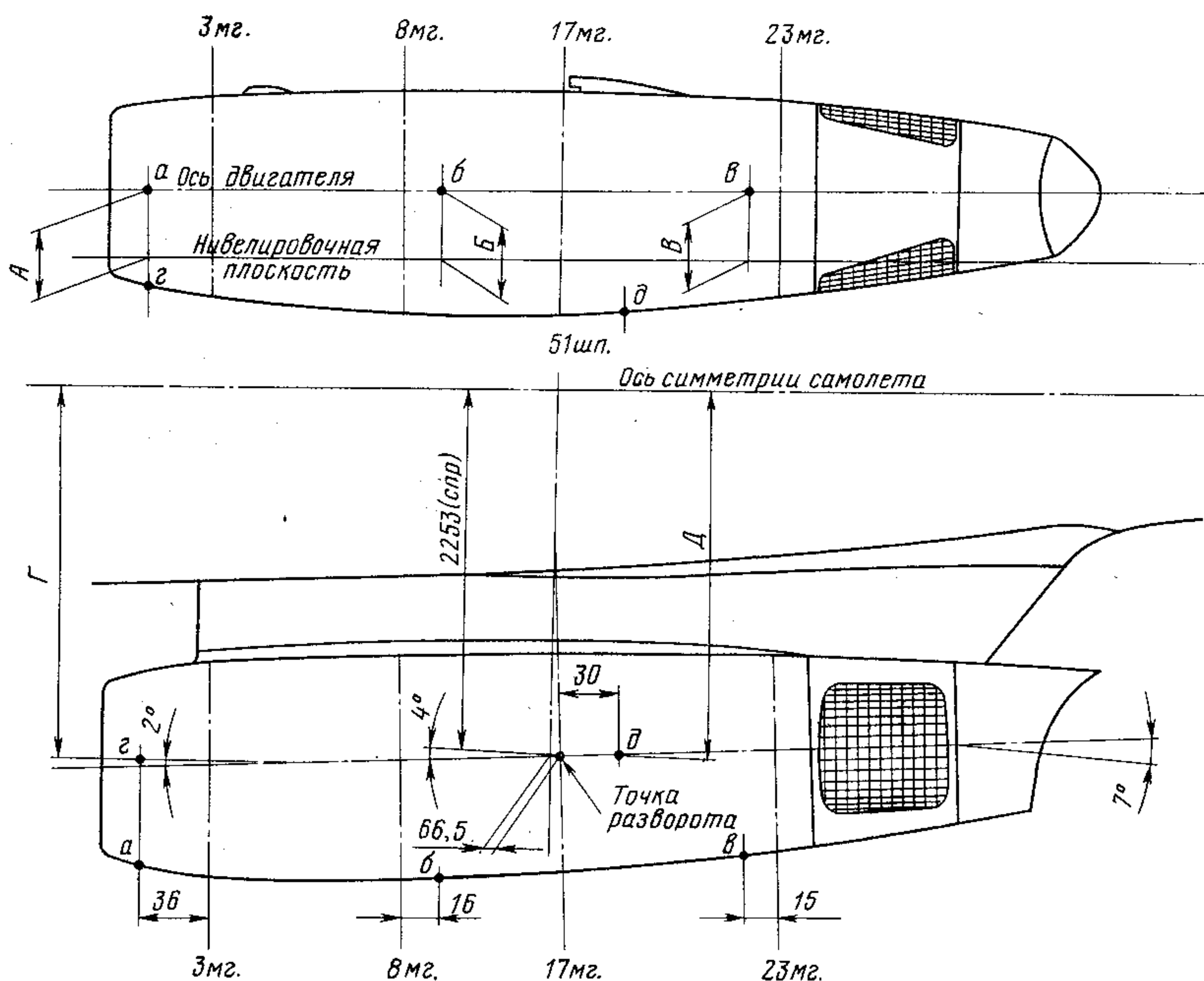


Рис. 12. Схема нивелировки мотогондол

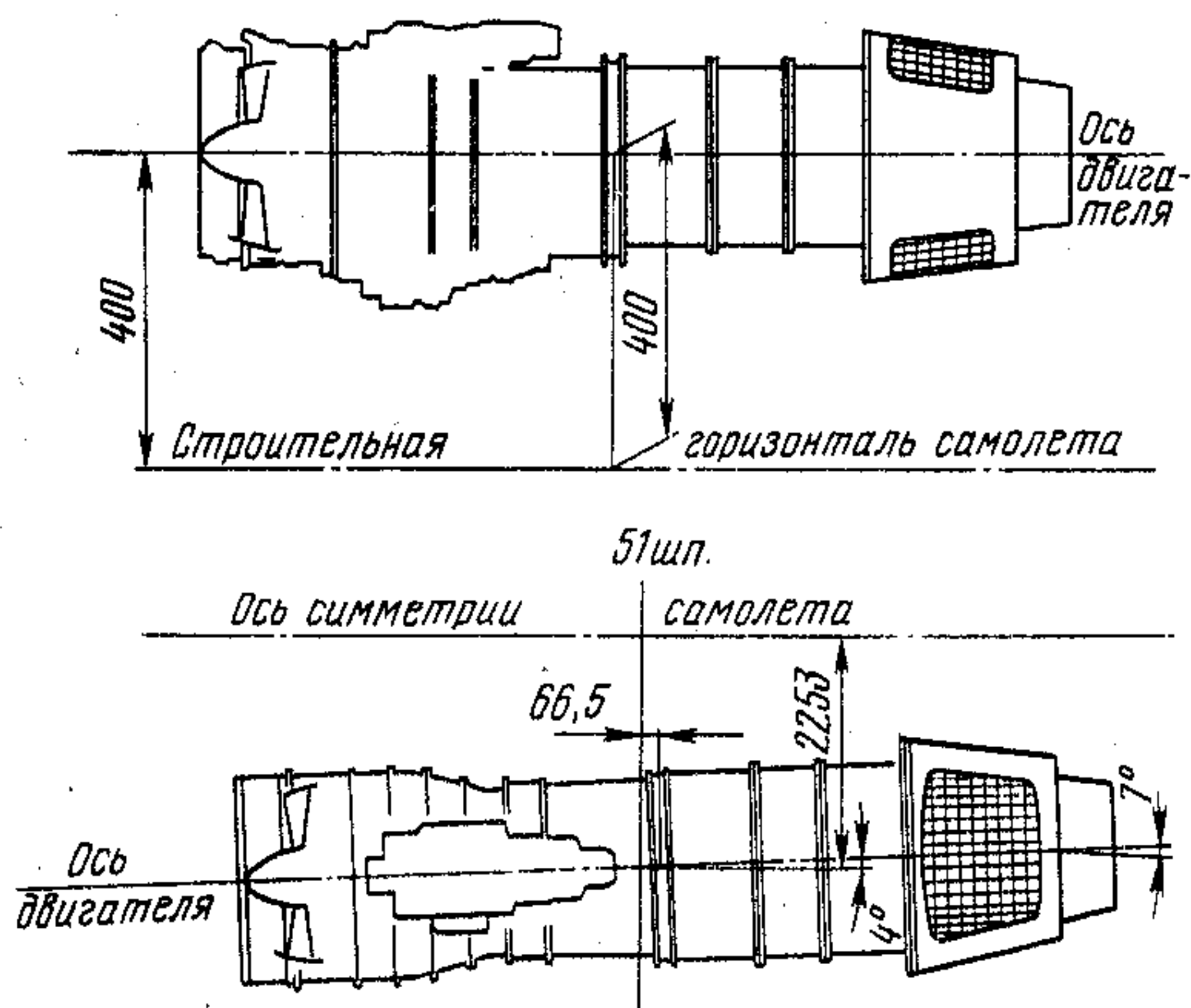


Рис. 13. Схема установки двигателя

Нивелировку в поперечном отношении (проверку на закрутку) производят по нивелировочным точкам у шпангоута № 17.

Нивелировка мотогондол. Допустимые значения проверяемых параметров (рис. 12) следующие:

Расстояние от нивелировочной плоскости до нивелировочной точки <i>a</i> у шпангоута № 3 гондолы <i>A</i> , мм	406 ± 6
То же, до точки <i>b</i> у шпангоута № 8 гондолы <i>B</i> , мм	402 ± 6
То же, до точки <i>b</i> у шпангоута № 23 гондолы <i>B</i> , мм	391 ± 6
Расстояние от оси симметрии самолета до нивелировочной точки <i>г</i> у шпангоута № 3 гондолы <i>Г</i> , мм	2428 ± 5
То же до точки <i>д</i> у шпангоута № 17 гондолы <i>Д</i> , мм	2251 ± 5

Продольную установку гондолы двигателя производят по нивелировочным точкам у шпангоутов №№ 8 и 23 гондолы (точки *b* и *в*). Ось симметрии гондолы двигателя устанавливают по нивелировочным точкам у шпангоутов №№ 3 и 17 гондолы (точки *г* и *д*).

Перед нивелировкой проверяют установку съемной части шпангоута № 17, на которой нанесена нивелировочная точка *д*.

Установка двигателя. Исходные данные для установки двигателя показаны на рис. 13.

При установке двигателя должна быть обеспечена равномерная проходная щель между торцом гондолы и выходным соплом двигателя. Допустимая ступенька между каналом и входом в двигатель не более 3 мм по потоку и 2 мм против потока.

1.4. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ПО ЛЕТНЫМ ОГРАНИЧЕНИЯМ

Ограничения по скорости и числу *M*

Максимально допустимая в эксплуатации скорость полета по прибору, км/ч:

с заполненным кессон-баком № 3	500
» пустым кессон-баком № 3	600

Максимально допустимое в эксплуатации число *M* 0,82

Скорость при отказе демпфера рыскания ДР-134М и отключении гидроусилителя, км/ч, не более 550

В случае, если табло «Сигнал *W_x* включен» не погасло (сигнал *W_x* не отключился) после уборки закрылков, скорость полета по прибору, км/ч, не более 400

Максимально допустимое число *M* при экстренном снижении 0,82

Максимально допустимая скорость по прибору, км/ч:

с закрылками, выпущенными на угол ≤ 20°	400
то же, 20—38°	340

Максимальная скорость по прибору со стабилизатором, установленным во взлетное положение, и при перестановке стабилизатора, км/ч 400

Максимальная скорость полета, км/ч:

при выпуске шасси	400
» выпущенном шасси	450
» экстренном снижении с выпущенными шасси, не более	600

Минимально допустимая в эксплуатации скорость по прибору на всех этапах полета за исключением взлета и захода на посадку (независимо от полетной массы и высоты полета), км/ч, при угле отклонения закрылков:

0	330
10°	310
20°	290
38°	270

Установленные для эксплуатации минимальные скорости полета имеют запас 20—30% от скорости срыва. В случае непреднамеренного выхода самолета на скорости, на

5 ÷ 15% менее указанных, срабатывает сигнализатор АУАСП, дающий пилотам сигнал о приближении к скорости срыва.

Минимальная скорость захода на посадку, км/ч:

с двумя работающими двигателями, закрылками, выпущенными на угол 38°, и щитком, выпущенным на угол 40° 250
с одним работающим двигателем и закрылками, выпущенными на угол 10—20° 265

Максимальная скорость отрыва передних колес от земли на разбеге (относительно поверхности земли), км/ч 310

Максимально допустимая истинная скорость подъема передней опоры (по условиям прочности авиашин), км/ч 310

Скорость самолета при выпуске посадочных фар, км/ч, не более 400

Скорость включения реверсивного устройства после касания колес основной опоры ВПП, км/ч, не менее 110

Допустимые перегрузки при вертикальном маневре, посадке и допустимые углы крена

Ограничения по перегрузке при маневре определяются аэродинамикой самолета (значением коэффициента подъемной силы $C_{удоп}$) и прочностью самолета. Допустимая перегрузка должна быть не более $n_{у.ц.т} = 2,5$.

Максимально допустимая перегрузка при посадке

$$n_{у.ц.т} = 2,2 - 0,5(m_{пос} - m_{пос.мах}) / (m_{взл.мах} - m_{пос.мах})$$

при $m_{пос} > m_{пос.мах}$,

где $m_{пос}$ — посадочная масса самолета, т;

$m_{пос.мах}$ — максимально допустимая посадочная масса, т;

$m_{взл.мах}$ — максимально допустимая взлетная масса, т.

Превышение данной перегрузки следует считать грубой посадкой и назначать специальное техническое обслуживание самолета. Максимально допустимые углы крена,°, при скорости по прибору, км/ч:

300	20
400	25
500	35
600	45

Ниже высоты круга угол крена не должен превышать 15°.

Ограничения по высоте полета

Предельно допустимая высота полета, м, при полетной массе, т:

45	11 000
42	11 400
39	11 800
38	12 000

Максимально возможная высота запуска двигателей, м 9000

Допустимые центровки самолета

Предельно передняя на взлете, в полете и на посадке (шасси выпущено), % САХ 21

Предельно задняя при взлете, в полете и на посадке (шасси убрано), % САХ 38

Центровка опрокидывания пустого самолета на хвост на земле, % САХ 51,5

Перемещение 100 кг багажа из переднего багажного отделения в заднее и наоборот смещает центровку для массы пустого самолета на 1,6% САХ, для взлетной массы на 1,1 САХ.

Ограничения по массе самолета

Максимальная рулежная масса, т:
для самолетов выпуска до 1978 г. 47,2
то же, с 1978 г. 47,8

Максимальная взлетная масса, т:
для самолетов выпуска до 1978 г. 47
то же, с 1978 г. 47,6

Максимальная посадочная масса, т 43

Допускаемая посадочная масса в аварийном случае, т 47

Максимальная коммерческая нагрузка, т 8,2

Максимальная масса топлива при централизованной заправке (при плотности топлива 0,8 г/см³), т:
без центропланов баков 13,2
с центропланов баками 14,4

Максимальная масса самолета без топлива, т 37,2—38

При взлетной массе свыше 47 т до 49 т включительно: один полет засчитывается в использованный технический ресурс планера и шасси как 1,2 полета со взлетной массой до 47 т включительно;

рекомендуется взлетная центровка для сохранения установленного технического ресурса колес не более 27% САХ.

К полетам с максимальной взлетной массой 49 т допускаются самолеты, шасси которых доработано по всем действующим бюллетеням разработчика, связанным с установлением ресурса деталям шасси. После посадки самолета с массой свыше 43 т до 49 т включительно самолет должен быть осмотрен, произведена контрольная нивелировка и составлен соответствующий документ о возможности его дальнейшей эксплуатации.

1.5. ОБЩИЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ НА ТЕКУЩИЙ РЕМОНТ ПЛАНЕРА

При проведении восстановительных работ необходимо руководствоваться следующими положениями.

1. Перед восстановлением агрегатов, узлов и деталей провести дефектацию и проверить геометрические параметры всех элементов конструкции.

2. При выполнении восстановительных работ на обшивке пользоваться мягкими защитными матами и обувью с мягкой подошвой. Для снимаемых деталей и инструмента должны быть отведены соответствующие места, исключающие повреждение деталей.

3. При демонтаже агрегатов снимать напряжения в узлах крепления с помощью подставок с регулируемой по высоте ложементами.

4. При съёмке и установке деталей не прикладывать больших усилий.

5. Агрегаты с нарушенной формой, если восстановление ее возможно лишь в стапеле, подлежат замене на новые.

6. Для сохранения геометрических размеров и жесткости запрещается одновременное снятие поврежденных элементов конструкции. Неисправные элементы удалять последовательно, в несколько этапов, заменяя детали и узлы так, чтобы связь между отдельными силовыми элементами конструкции все время сохранялась.

7. Элементы, разрабатываемые для восстановления агрегатов, узлов и деталей, проверять расчетом на прочность.

8. При разработке элементов для восстановления избегать чрезмерного усиления деталей (более 15%). Большой процент усиления может вызвать перераспределение жесткостей и перегрузку в других сечениях. Методы восстановления назначать так, чтобы избежать излишних концентраторов напряжений.

9. При монтаже деталей следить, чтобы не было деформаций, вызывающих напряжения, и обеспечивать

плотное прилегание по поверхностям соединения. Для деталей, изготовленных из высокопрочных сталей или сплава В95, это условие обязательно.

10. В процессе восстановления следить, чтобы в результате деформаций или натягов отдельных элементов не изменились геометрические размеры агрегатов.

11. Размеры и допуски, определяющие внешнюю форму самолета в собранном виде и отдельных его агрегатов, должны соответствовать нивелировочному паспорту и техническим условиям.

12. Наружная поверхность каждого агрегата должна быть плавной и гладкой. По требованиям к точности выполнения формы и качеству отделки вся внешняя поверхность самолета делится на две зоны: первую и вторую. Границы зон для каждого агрегата различны и оговорены в технических требованиях к каждому агрегату.

13. Проверка формы каждого агрегата производится по сечениям соответствующими шаблонами. Прямолинейные участки сечений проверяются металлической линейкой длиной 1 — 2 м.

14. Зазоры в стыках лючков и листов обшивки в продольном и поперечном направлениях допускаются в пределах 0,5 — 1 мм и местные (на длине 500 — 800 мм) до 1,5 мм. Зазоры между листами обшивки в стыках агрегатов или входящих в агрегаты подборок например по носкам, концевым обтекателям, съемным и технологическим панелям крыла, фюзеляжа и оперения, должны быть в пределах 0,5 — 1,5 мм, а местные зазоры на длине 500 — 800 мм — не более 2 мм.

15. Подсечки, гибка и правка деталей, изготовленных из высокопрочных сталей или В95, запрещаются.

16. В случае припиловки деталей, при подгонке их по месту, необходимо припиленные места тщательно зачистить до шероховатости поверхности, соответствующей: 6-му классу для деталей, изготовленных из высоко-

прочных сталей и В95; 5-му классу для всех остальных деталей. Зачищенные места покрыть грунтом:

АК-069 с 1,5% алюминиевой пудры для В95 и высокопрочных сталей; ФЛ-086 для Д16, АЛ9, АК6, АК8.

17. При подгонке деталей из магниевого сплава применять резиновые или деревянные молотки.

18. Допускается использование деталей, узлов и агрегатов (при условии полной их исправности и только после тщательного контроля) с самолетов, вышедших из строя.

19. Вновь изготавливаемые детали не должны иметь механических повреждений; по марке материала и толщине должны соответствовать заменяемым деталям.

20. При замене деталей использовать существующие отверстия.

21. Усиление обшивки в местах повреждений производить установкой усиливающей накладки, окантовки между обшивкой и каркасом. Как правило, элементы усиления устанавливаются изнутри агрегата. Для обеспечения плавности контура в местах перехода устанавливаемые накладки и прокладки сводить на ус до толщины 0,2 мм. Уклон должен быть не менее 1 : 30. Внешние накладки должны иметь скругленные углы (радиус скругления не менее 10 мм) и фаску по периметру накладки под углом 30—45° к поверхности (в зависимости от толщины накладки и зоны установки).

22. Если общая площадь всех накладок (с учетом ранее установленных) превышает 30% площади листа, то лист заменить.

23. Выбор материалов, термообработку и антикоррозионное покрытие производить в соответствии с требованиями по восстановлению защитных покрытий и п. 19.

24. При разработке болтовых соединений болты выбивать легкими ударами молотка по дюралюминиевому или медному бородку.

25. Не допускаются повреждения отверстий после снятия болтов. Отверстия, соответствующие опреде-

ленному классу точности, проверять калибрами или индикаторами.

26. Заклепки удалять высверливанием по следующей технологии:

накернить центр заклепки (не допуская вмятин на обшивке);

высверлить заклепку только на глубину закладной головки (использовать сверло на 0,1 мм больше диаметра стержня заклепки с применением ограничителя глубины высверливания заклепки);

удалить стержень заклепки, используя бородок и поддержку (применять бородок с диаметром на 0,2 мм меньше диаметра отверстия).

27. При восстановлении заклепочного шва шаг выдерживать с допуском ± 2 мм. Прямолинейность выдерживать с допуском ± 1 мм.

28. Сверление и зенкование отверстий производить перпендикулярно поверхности детали. Перекос, овальность и смещение отверстия относительно его оси не допускаются.

29. Зенковать отверстия зенковками с направляющими штифтами и упорами, гарантирующими правильную по глубине посадку головки.

30. Западание потайных закладных головок заклепок не допускается. Выступание головок должно быть в пределах 0,02—0,15 мм. Выступание или западание потайных головок заклепок для 1 зоны до 0,2 мм не более 5%, а для 2 зоны — до 0,25, но не более 5% от общего числа заклепок.

31. Заусенцы на кромках листов, в отверстиях, в раззенковках зачистить.

32. Клепку заклепок производить с обязательным предварительным поджатием склепываемого пакета.

33. При клепке заклепок применять преимущественно прессовый метод клепки. Разрешается ударный метод клепки как прямой, так и обратный.

34. Диаметр заклепок, шаг и число рядов брать такими же, как и в данном элементе (ближайшем соседнем шве, узле). Расстояние от центра заклепки должно быть не менее:

4 d до центра заклепки имеющегося заклепочного шва;

1,5 d до края накладки, выреза в обшивке, от края ближайшего элемента каркаса, где d — диаметр заклепки.

35. Для клепки по существующим отверстиям в элементах конструкции применять заклепки тех же диаметров, что и высверленные, если диаметр отверстия под заклепку больше номинального не более чем на 0,3 мм. При несоблюдении этого условия применять заклепки увеличенного диаметра, обеспечивая минимальные перемычки.

36. Наличие ослабленных заклепок в конструкции планера недопустимо. Дефект устранять подтяжкой заклепки. Если подтяжка не устранит дефект, разрешается ставить заклепки увеличенного диаметра. Число заклепок увеличенного диаметра не должно превышать 10% от общего числа заклепок в шве, и заклепки не должны располагаться подряд.

37. При одностороннем подходе и негерметическом агрегате или несилвом соединении разрешается вместо ослабленных заклепок устанавливать гайки-пистоны или заклепки односторонней клепки (преимущество отдается последним). Число устанавливаемых гаек-пистонов на одном погонном метре не должно превышать 10% от общего числа заклепок, приходящегося на этот участок, но не более 3 шт. рядом. «Хлопуны» на обшивке планера не допускаются. «Хлопуном» называется прогиб обшивки, который при легком нажатии на него рукой со стороны выпуклости переходит в вогнутость и сопровождается характерным звуком — хлопком.

38. Концы трещин засверливать сверлом диаметром 3 мм.

39. Для обеспечения металлизации агрегатов 10% вновь устанавливаемых заклепок должны быть неанодированными.

40. При восстановлении шарнирных и подвижных соединений руководствоваться указаниями «Альбома основных сочленений и ремонтных допусков самолета Ту-134А».

41. Вся поверхность самолета должна быть достаточно герметична, чтобы предотвратить течи воздуха (по гермокабине) и топлива (по кесон-бакам крыла), а также попадание воды внутрь негерметической части фюзеляжа.

42. После восстановления, сборки планер проверить на соответствие требованиям, нивелировочного паспорта, технических условий.

Глава 2

ПЛАНЕР И ЕГО АГРЕГАТЫ

2.1. ФЮЗЕЛЯЖ

Краткие сведения о конструкции

Фюзеляж — базовый каркас самолета, связывающий между собой основные части самолета: крыло, оперение, переднюю опору, двигатели. Фюзеляж предназначен для размещения экипажа, пассажиров, оборудования, багажа и грузов.

Основные нагрузки, действующие на фюзеляж в полете, при посадке и взлете — силы, приходящие от крыла, оперения, шасси и двигателей, а также от собственных конструкций и избыточного давления. Фюзеляж состоит из каркаса и обшивки. Каркас собран из элементов продольного набора — 64 стрингеров и поперечного набора — 65 шпангоутов. Сосредоточенные силы от действия частей самолета, оборудования и грузов непосредственно прикладываются к шпангоутам, через которые нагрузка передается на обшивку в виде касательных сил. От этих сил фюзеляж работает на сдвиг, изгиб и кручение. Изгибающие моменты создают осевые усилия — нормальные напряжения в стрингерах и обшивке. От крутящих моментов и поперечных сил возникают касательные напряжения в обшивке.

Фюзеляж состоит из герметической части (гермокабины) и не-

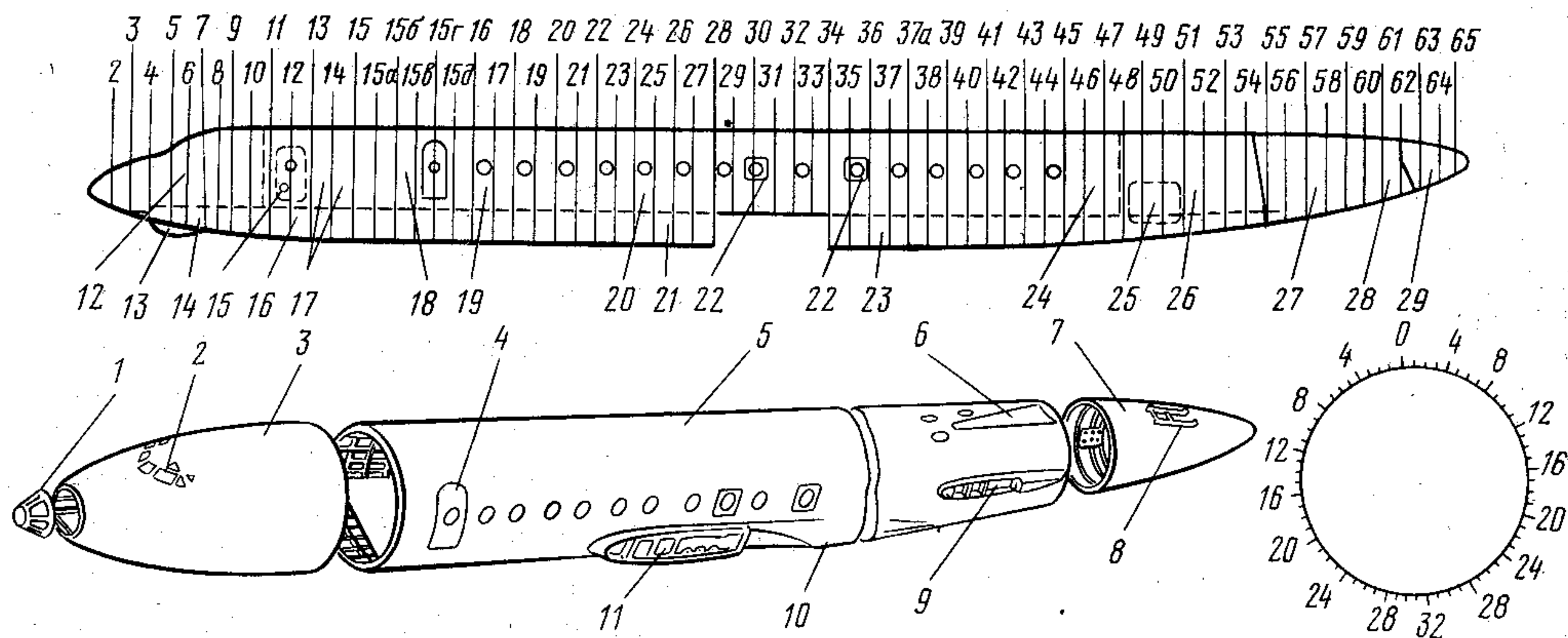


Рис. 14. Фюзеляж:

1 — фонарь штурмана (на самолет с локатором «Гроза» — обтекатель); 2 — фонарь пилотов; 3 — носовая часть фюзеляжа; 4 — входная дверь; 5 — средняя часть фюзеляжа; 6 — форкиль; 7 — хвостовая часть фюзеляжа; 8 — задняя подкилевая балка; 9 — пилон; 10 — хвостовой зализ крыла; 11 — центроплан; 12 — кабина экипажа; 13 — обтекатель антенны радиолокатора (на самолетах с локатором «Гроза» — люк); 14 — ниша; 15 — служебная дверь; 16 — отсек передней опоры; 17 — переднее багажное отделение и буфет; 18 — вестибюль; 19 — передние гардеробы; 20 — пассажирская кабина; 21 — первый технический отсек; 22 — аварийный люк; 23 — второй технический отсек; 24 — туалет; 25 — люк заднего багажного отделения; 26 — заднее багажное отделение; 27 — третий технический отсек; 28 — четвертый технический отсек; 29 — пятый технический отсек ВСУ

герметической части (хвостовой части фюзеляжа) (рис. 14). Герметическая кабина для удобства сборки разделена на три части: фонарь штурмана (Ф — 1), носовую часть (Ф — 2), среднюю часть (Ф — 3). Фонарь штурмана состоит из рамы, остекления и обшивки. Рама фонаря штурмана отлита из сплава МЛ5 в виде тела вращения конической формы с плоским срезом в нижней части и с проемами для остекления. Обшивка фонаря штурмана выполнена в виде фигурных прижимных лент, вырезанных по форме проемов под стекла. Материал лент — Д16АМО л. 4. Остекление фонаря штурмана состоит из вогнутых по контуру рамы стекол, кроме одного нижнего плоского стекла каплевидной формы. Все гнутые стекла — одинарные, выполнены из органического стекла СО-120 толщиной 16 мм, плоское стекло — из силикатного триплекса с пленочным электрооборудованием. Остекление устанавливается на герметике УТ-32 и крепится к раме при помощи прижимных лент и болтов диаметром 5 мм, специальных шайб и гаек. Момент затяжки гаек 20—25 кгс·см.

В носовой части размещены: кабина штурмана (шпангоуты №№ 2—4), кабина пилотов (шпангоуты №№ 4—9), переднее багажное помещение и служебный вестибюль (шпангоуты №№ 9—15). В подпольной части расположены: ниша для размещения антенны радиолокатора (шпангоуты №№ 4—8), ниша для размещения передней опоры в убранном положении (шпангоуты №№ 8—15). Ниша антенны радиолокатора закрыта снаружи радиопрозрачным обтекателем сотовой конструкции. Отсек для передней опоры закрывается управляемыми створками.

Носовая часть (Ф — 2) конструктивно представляет собой полумонок и состоит из обшивки и каркаса. Обшивка выполнена из отдельных листов, стыкуемых по стрингерам №№ 0, 8, 14, 26 и шпангоутам №№ 2, 4, 8, 15. Материал обшивки Д16АМО л. 1, 2 и Д16АТВ л. 1, 2. Каркас состоит из продольного и поперечного набора. Продольный набор каркаса включает: стрингеры, каркас фонаря пилотов, подфонарные лонжероны, пол от шпангоута № 2 до № 15, балки пола. Поперечный набор каркаса включает шпангоуты от № 2 до № 15. Стрингеры №№

0, 8, 14, 26 силовые (стыковые) и выполнены из прессованных профилей, материал Д16. Из этого материала выполнены и все остальные стрингеры. Шпангоуты №№ 2, 4, 6, 8, 15 — силовые, остальные промежуточные. Материал шпангоутов — листовой профилированный дюралюминий марок Д16 и Д16АТ. Все полы, продольные балки и подфонарные лонжероны выполнены из того же материала. Средняя часть пола от шпангоута № 4 до № 15, продольные балки от № 6 до № 15, нижняя (подпольная) часть шпангоутов №№ 4, 6, 15, являются герметичными и отделяют кабину от ниш размещения антенны радиолокатора и передней опоры. В верхней части Ф—2 установлен фонарь пилотов, состоящий из каркаса и остекления.

Каркас представляет собой сварную раму V-образного сечения с проемами под стекла. Снаружи каркас закрыт обшивкой, проклепанной по проемам под стекла, подфонарными магниевыми балками, подфонарным лонжероном и шпангоутом № 8. Материал каркаса фонаря 30ХГСА л. 2,0, материал обшивки Д16АМО л. 2. Справа и слева на фонаре установлены сдвижные форточки. Для остекления фонаря применяются стекла трех видов: силикатный триплекс с пленочным электрообогревом; двойные из органического стекла с воздушной камерой в межстекольном пространстве; одинарные из органического стекла.

Оргстекло применяется марки СО-120, толщиной 4, 14, 16 и 22 мм. Для осушения воздуха к межстекольному пространству двойных стекол на фонаре и форточках подключены силикагелевые патроны. Все стекла устанавливаются на герметике УТ-32 и крепятся к каркасу прижимными лентами, болтами диаметром 5 мм. Вся носовая часть оклеена изнутри теплоизоляцией. Для загрузки переднего багажника и кухни на правом борту Ф — 2 между шпангоутами №№ 11—13 сде-

лан вырез, закрывающийся сдвижной дверью. Герметизация всех соединений достигается двух — четырехрядными заклепочными швами по краям стыкуемых элементов с прокладкой между ними уплотнительной ленты У20А и местной промазкой герметиками У30МЭС—10 и УТ-32. Сдвижная дверь и форточки фонаря пилотов герметизируются при помощи резиновых профилированных шлангов, приклеенных по контуру подвижных частей клеем 88Н. Для увеличения срока службы шланги оклеены капроновым полотном.

Средняя часть (Ф — 3) расположена между шпангоутами № 15 и № 55 и предназначена для размещения переднего вестибюля и буфета-кухни (шпангоуты №№ 15—15Д), пассажирской кабины (шпангоуты №№ 15Д—45), туалетных помещений (шпангоуты №№ 45—48) и багажного помещения (шпангоуты №№ 48—55). Конструктивно Ф—3 представляет собой полумонокок с работающей обшивкой. Обшивка Ф—3 состоит из отдельных листов, выполненных из материала Д16АТ, Д16АТВ, Д16АМО толщиной от 1,2 мм до 2 мм и Д16АТН толщиной 4 мм. Обшивки выполнены из листов длиной до 7 м и стыкуются в продольном направлении по стрингерам №№ 0, 8, 14, 26, в поперечном — между шпангоутами на подкладной ленте. В продольный набор входят стрингеры и лонжероны, расположенные за центропланом в нижней части фюзеляжа. В поперечный набор входят шпангоуты от № 15 до № 55 включительно. Материал стрингеров: от № 1 до № 12—Д16Т; от № 13 до № 32—В95. Стрингеры №№ 0, 8, 14, 26 являются усиленными (стыковыми). Шпангоуты, кроме №№ 15, 28, 34, 47, 48, 51 и 55, сходны по конструкции и представляют собой кольцо, выполненное из листа Д16АМ и оформленное в виде Z-образного сечения. Кольцо имеет ряд

технологических стыков по периметру и крепится к обшивке с помощью компенсаторов из листового материала уголкового сечения, а к стрингерам — с помощью книц из пресованного профиля уголкового сечения. Шпангоуты №№ 15, 28, 34, 47, 48, 51 и 55 силовые и служат: № 15 и № 55 — для стыковки с носовой и хвостовой частями фюзеляжа соответственно; № 28 и № 34 — для стыковки с I и II лонжеронами центроплана соответственно; №№ 47, 48 и 51 — для навески гондол с двигателями.

Все шпангоуты, кроме №№ 15, 28, 34 и 55, имеют поперечные балки, расположенные на $1/3$ высоты и предназначенные для крепления пола и продольных рельсов, используемых для установки пассажирских кресел. Пол разделяет фюзеляж на две части: верхнюю — пассажирская кабина и нижнюю — технический отсек. Технический отсек разделен центропланом на две части: передний отсек от шпангоута № 15 до № 28 и задний отсек от № 34 до № 55. В каждом отсеке снизу имеется вырез, закрываемый герметичной крышкой.

Для освещения в дневное время суток всех помещений, расположенных в Ф — 3, в бортах фюзеляжа имеются круглые иллюминаторы диаметром 400 мм в свету, застекленные двойными стеклами, состоящими из силового стекла СО — 120 л.16, внутреннего СО — 120 л.5 и межстекольной камеры высотой 30 мм. Для входа в пассажирскую кабину между шпангоутами №№ 15в — 15д на левом борту сделан вырез, закрываемый входной дверью.

Для покидания самолета в аварийной ситуации предусмотрены 4 аварийных люка, расположенных по левому и правому бортам кабины между шпангоутами: №№ 29—31 — два передних; №№ 34—36 — два задних. Аварийные люки расположены над крылом. Для погрузки и выгрузки багажа в заднем багажном помещении на правом борту имеется

люк, закрываемый герметической крышкой. При открытии крышка сдвигается по рельсам вверх вдоль борта фюзеляжа. Для освещения в дневное время суток багажного помещения над люком имеется иллюминатор.

Все герметические стыки элементов конструкции Ф — 3, герметизация входной двери и люков, тепло-звукоизоляция осуществляются аналогично герметизации конструкции Ф — 2.

На Ф — 3 расположен зализ крыла с фюзеляжем. Он распространяется от шпангоута № 19 до № 47 на левом и правом бортах и используется для размещения отдельных агрегатов и монтажей систем (топливной, гидравлической и др.). В связи с этим в обшивке зализа имеются специальные люки.

Хвостовая часть фюзеляжа является негерметическим отсеком фюзеляжа, начинается у шпангоута № 55А и заканчивается у № 65. По шпангоуту № 55А хвостовая часть фюзеляжа стыкуется с герметической средней частью фюзеляжа. К шпангоуту № 65 крепится хвостовой кок с выхлопной системой ВСУ.

Обшивка хвостовой части фюзеляжа технологически разбита на панели, представляющие собой участки обшивки, склепанные совместно со стрингерами и компенсаторами шпангоутов. Выполнена обшивка из дюралюминиевых листов Д16АМО л. 1, 2—2. Между шпангоутами №№ 55А—60 и стрингерами №№ 13—26 по правому борту в районе выреза под монтажный люк обшивка химически фрезерована и имеет толщину от 3 до 1,5 мм. Поперечный стык обшивок по верхней и боковой панелям выполнен в районе шпангоута № 60. Продольные стыки обшивок выполнены по стрингерам №№ 5, 13, 26. Для обеспечения водонепроницаемости по поперечному стыку обшивок положена лента У — 20А и фольга, а по крышкам верхних люков между

шпангоутами №№ 62—65 проложен герметик УЗ0МЭС — 10.

По правому борту между шпангоутами №№ 56—58 расположен монтажный люк. Крышка люка выполнена из материала Д16. Между шпангоутами №№ 61—62 снизу по оси самолета расположен нижний монтажный люк. Крышка люка выполнена из материалов 12Х18Н10Т-Мл.1 и Д16. Монтажный люк ВСУ расположен между шпангоутами №№ 62—65 и балками по стрингеру № 13. Створки люка выполнены из материала Д16. Между шпангоутами №№ 62—65 и стрингерами №№ 5—10 (справа и слева) расположены верхние люки. Створки люков выполнены из материала Д16. Продольный силовой набор каркаса хвостовой части фюзеляжа состоит из 55 стрингеров и балок. Стрингеры №№ 5, 13, 26 выполнены из бульботаврового профиля, остальные из бульбоуголкового. В зоне вырезов под люки стрингеры выполнены из бульбошвеллерного профиля, которые затем срезают до бульбоуголка. Стрингеры №№ 25—32 по правому и левому бортам выполнены из материала В95-Т1, остальные стрингеры из материала Д16Т. Продольные балки выполнены из материала Д16. Поперечный набор каркаса состоит из 12 шпангоутов. Шпангоуты №№ 55А, 60, 63, 64 — силовые, остальные шпангоуты — облегченной конструкции. Шпангоут № 62 является противопожарной перегородкой, отделяющий отсек ВСУ от остальной части фюзеляжа. Стенка и съемная крышка шпангоута выполнены из материала ОТ4-Ол. 0,6, а продольный набор — из Д16.

Технические условия на эксплуатацию

Фонарь штурмана. 1. На прижимных лентах допускаются механические повреждения глубиной до 0,3 мм, а также не более двух трещин на одной ленте.

2. Усилие затяжки болтов крепления прижимных лент $M_{кр} = 20 \div \div 25$ кгс · см.

3. Западание и выступание стекла относительно прижимных лент допускается в пределах ± 1 мм на прямолинейных участках фонаря кабины штурмана, а в местах радиусных переходов — до 2,5 мм.

4. На силикатном электрообогревом стекле фонаря штурмана ШО-15 допускаются: выколки диаметром до 2 мм, глубиной до 0,5 мм не более 3 шт. на внутреннем стекле и не более 5 шт. на внешнем; царапины на внутреннем стекле глубиной до 0,1 мм не более 8 шт., общей длиной до 120 мм; царапины глубиной до 0,05 мм не более 10 шт., общей длиной до 200 мм; на внешнем стекле глубиной до 0,05 мм не более 5 шт., общей длиной 80 мм; сколы по торцу внешнего стекла шириной до 1,5 мм и длиной до 10 мм; отлипы склеивающего слоя под слюдой — прокладкой и в необогреваемой зоне; одиночные пузыри в склеивающем слое в разбросанном виде; трещины на шинках электрообогревательного элемента, уменьшающие рабочую ширину не более 20 %.

5. На органических стеклах фонаря штурмана допускаются: поверхностные микротрещины «серебро» глубиной до 0,1 мм в виде отдельных очагов или пятен общей площадью не более 4000 мм² на стекло; царапины глубиной 0,05 — 0,1 мм, общей длиной до 100 мм не более 5 шт. на стекло; царапины глубиной 0,02—0,05, общей длиной до 200 мм не более 10 шт. на стекло, выколки глубиной до 0,5 мм, диаметром до 2 мм не более 3 шт. на стекло; мелкие царапины, забоины, выколки, риски глубиной до 0,02 мм без ограничения, если они не ухудшают видимость.

Фонарь пилотов. На обшивке фонаря пилотов допускаются механические повреждения до 0,2 мм, ослабление не более трех заклепок крепления обшивки к каркасу фонаря в зоне одного проема под стекло. Западание стекол допуска-

ется до 4 мм. Усилие затяжки штырей прижимных лент $M_{кр} = 15 \div \div 20$ кгс·см.

По электрообогревательным стеклам и органическим стеклам фонаря пилотов руководствоваться допусками по остеклению фонаря штурмана.

Усилие затяжки болтов крепления стекол форточек пилотов $M_{кр} = 35 \div \div 45$ кгс·см.

Обшивка фюзеляжа. На обшивке фюзеляжа допускаются: механические повреждения глубиной до 10% толщины обшивки, длиной до 300 мм не более 5 шт. на лист; зазоры в стыках листов обшивки в продольном и поперечном направлениях 0,5—1,0 мм, местные зазоры 1,5 мм на длине 500—800 мм; уступы по разъемам между отдельными частями фюзеляжа до 1 мм и местные до 1,5 мм на длине до 400 мм;

вмятины глубиной $\leq 1,0$ мм и площадью более 25 мм², глубиной от 1,0 до 1,5 мм и площадью более 1000 мм², глубиной ≤ 3 мм и площадью более 10000 мм².

На несилowych шпангоутах допускаются: забоины, царапины глубиной до 0,15 мм; вмятины глубиной до 5 мм.

На обшивке фюзеляжа под посадочным щитком допускаются потертости до 0,2 мм.

Служебная дверь. На обшивке служебной двери допускаются: механические повреждения глубиной до 0,2 мм; плавные вмятины глубиной до 3 мм без повреждения силового набора.

Зазор между трубой и деталями двери должен быть не менее 10 мм. Дверь должна западать внутрь фюзеляжа при отсутствии внутри фюзеляжа давления воздуха на $(4 \pm_{1,5}^2)$ мм от наружного контура.

Входная дверь. На обшивке входной двери допускаются: механические повреждения глубиной до 0,2 мм; плавные вмятины глубиной до 3 мм без повреждения силового набора. На кронштейнах навески двери допускаются механические повреждения глубиной до 1 мм.

Дверь заднего багажника. На обшивке двери люка заднего багажника допускаются: механические повреждения глубиной до 0,2 мм; плавные вмятины глубиной до 3 мм без повреждения силового набора. Давление азота в цилиндре механизма подъема должно быть (70 ± 5) кгс/см² или (90 ± 5) кгс/см² (согласно паспорту цилиндра). На направляющих профилях допускаются механические повреждения глубиной до 1 мм.

Суммарный зазор между буртиком ролика каретки и направляющим профилем допускается не более 5 мм. Выработка роликов допускается глубиной до 0,1 мм.

Допускается продольный люфт всей втулки замка двери заднего багажника в корпусе до 0,5 мм и люфт вращения до 1°.

Люфт ручки стопора  в закрытом положении допускается до 25°.

Крышки технических отсеков. На обшивке крышек люков технических отсеков допускаются: механические повреждения глубиной до 0,2 мм; плавные вмятины глубиной до 3 мм без повреждения силового набора. Западание крышек внутрь фюзеляжа при отсутствии давления воздуха внутри фюзеляжа допускается до $(4 \pm_{1,5}^2)$ мм от наружного контура.

Выступление или западание ручки крышки в корпусе замка допускается до 1,5 мм.

Створки ВСУ. На обшивке створок ВСУ допускаются: механические повреждения глубиной до 0,2 мм; плавные вмятины до 3 мм. На профилях створок допускаются: поперечные риски (царапины), забоины до 10% толщины профиля не более 3 шт. на деталь; продольные риски (царапины), забоины до 20% толщины, длиной до 100 мм и не более 2 шт. на деталь.

Отсек передней опоры. Допускаются плавные вмятины глубиной до 2 мм на поясах, стенках, профилях жесткости балок отсека передней опоры.

Таблица 4

Диаметр болта	Материал болта 30ХГСА, 30ХГСНА, 40ХНМА	
	Нормальная затяжка для гаек 3327А, 3373А, 3336А на болтах, работающих на растяжение $M_{кр}$, кгс·см	Пониженная затяжка для гаек 3374А на болтах, работающих на срез $M_{кр}$, кгс·см
4	19 ± 2	11 ± 1
5	$38 \pm 3,5$	23 ± 2
6	$64 \pm 6,5$	38 ± 4
8	155 ± 15	93 ± 9
10	310 ± 31	180 ± 18
12	575 ± 58	335 ± 33
14	960 ± 96	550 ± 55
16	1430 ± 143	835 ± 94
18	2050 ± 205	1150 ± 115
20	2850 ± 285	1650 ± 165
22	3750 ± 375	2220 ± 220
24	4850 ± 485	2850 ± 285
27	6720 ± 672	4000 ± 400
30	9120 ± 912	5600 ± 560
33	12000 ± 1200	7450 ± 745
36	15400 ± 1540	9800 ± 980
39	19200 ± 1920	12450 ± 1245
42	23700 ± 2370	15750 ± 1575
45	28300 ± 2830	19150 ± 1915

Радиальный люфт створок в подвеске до 0,2 мм.

Механические повреждения на обшивке гермокабины — 10% толщины листа.

Обтекатель посадочного щитка. На обшивке обтекателя посадочного щитка допускаются: трещины длиной до 15 мм; плавные вмятины глубиной до 5 мм.

Зализы и зашивка фюзеляжа. На обшивке зализов и зашивок допускаются механические повреждения глубиной до 0,3 мм и плавные вмятины глубиной до 5 мм.

Багажные отсеки. В багажных отсеках допускаются: риски и царапины без нарушения целостности обшивки и кожухов; вмятины на глубину до 10 мм при условии, что в этом месте не проходят трубы высотной системы, жгуты электропроводки и других магистралей.

На полу багажников допускаются: риски, царапины и другие механические повреждения без нарушения целостности панели (обшивки) пола.

На сетках крепления грузов допускаются обрывы лент до 10% их сечения.

Моменты затяжки болтов и гаек. При назначении затяжки болтов и гаек и при контроле их затяжки следует руководствоваться данными табл. 4 в строгом соответствии с материалом, типом болта и гайки.

Тарировку ключей производить на номинальные значения крутящих моментов, указанных в табл. 4.

Технические условия на текущий ремонт

1. Первая зона с повышенными требованиями к качеству поверхности начинается от носка фюзеляжа и распространяется до шпангоута № 8. Остальная часть поверхностей фюзеляжа относится ко второй зоне.

2. В процессе текущего ремонта обшивки следить, чтобы не нарушались обводы фюзеляжа. Плавное отклонение от теоретических обводов должно находиться в пределах ± 2 мм для первой зоны и в пределах ± 3 мм для второй зоны. Волны, образуемые плавными отклонениями по всей поверхности, должны иметь относительную высоту не более 0,005 от всей длины волны вдоль оси фюзеляжа.

3. Уступы на стыках листов, лючков и съемных панелей поперек потока должны быть не более 0,3 мм как в первой, так и во второй зонах; уступы, идущие вдоль потока, должны быть не более 0,6 мм. Допускаются местные уступы до 0,5 мм поперек потока и до 0,8 мм вдоль потока длиной до 30% от длины стыкуемых элементов. Если уступы на стыке превышают допустимый размер, то необходимо снять фаску под углом 45° (не задевая заклепочного шва); при этом получающийся уступ должен быть не более 0,3 мм. По кромкам зализа снимают фаску под углом 45° (не задевая заклепочного шва) до толщины не менее 0,5 мм.

4. При замене листов обшивки или более трех стекол остекления гермокабины необходимо ее испытать на герметичность.

5. Уступы по краям дверей, багажного, технического, аварийного

люка и форточек должны быть не более 2 мм как поперек, так и вдоль потока. На радиусных участках уступы допускаются до 3 мм.

6. Уступы по разъемам между отдельными отсеками фюзеляжа могут быть до 1 мм, а местные уступы до 1,5 мм на длине до 400 мм. Допускается не более четырех местных уступов. В случае конструктивного выступления обшивки за теоретический контур допустимые уступы должны быть увеличены на размер выступления обшивки за теоретический контур.

7. Наличие «хлопунов» на зализе крыла с фюзеляжем, под центропланом и зашивкой щитка проверяется на полностью состыкованном плане, установленном в линию полета на домкратах согласно нивелировочному паспорту.

8. Чтобы торцы листов обшивки агрегатов фюзеляжа не упирались друг в друга при стыковке, необходимо листы обрезать на 0,5—1,5 мм от стыковой плоскости агрегатов.

9. При выполнении продольных стыков обшивок внахлестку выступание обшивки за теоретический контур должно быть плавным, точка соприкосновения внешнего контура с теоретическим должна находиться на расстоянии 155 мм от оси стыкового стрингера.

10. Для выравнивания поверхности допускается установка прокладок из материала Д16АТ под обшивку по ширине лапок элементов каркаса толщиной:

для герметической кабины не более 2 мм — 25 шт. массой не более 0,5 кг;

для хвостовой части фюзеляжа не более 1,5 мм — 3 шт. на панель.

11. В местах установки переходных конструкций прокладок разрешаются плавные вмятины глубиной до 1 мм, длиной 200—300 мм.

12. Обшивка с повреждениями (очаги глубокой коррозии, трещины, пробоины), размеры которых выходят за пределы окружности диаметром 120 мм, ремонтируется путем частичной или полной замены листа.

13. При замене целого листа обшивки или части его последний подгоняется к каркасу с минимальным натягом.

14. При сверлении и зенковании пакета между склепываемыми элементами каркаса вместо уплотнительной ленты устанавливаются бумажные прокладки, толщина которых равна толщине уплотнительной ленты. Особенно это необходимо учитывать на поверхностях большой кривизны и на тонких обшивках (когда высота головки крепежного элемента больше толщины обшивки).

15. После сверления и зенкования отверстий на обшивке, накладках, элементах каркаса обязательно защищаются все кромки отверстий от заусенцев с помощью шпателя из неметаллического материала. По кромкам листов заусенцы удаляются личным напильником.

16. Перед установкой уплотнительной ленты все собираемые детали промывают бензином Б-70 и сушат.

17. Уплотнительная лента накладывается на каркас в один слой. Ширина ленты должна быть на 1—3 мм больше ширины соответствующего элемента каркаса. Лента плотно прикатывается к каркасу специальным валиком без складок и морщин. Отдельные участки ленты соединяются без зазора встык под углом 90° к кромке ленты, стык ленты располагается посередине между двумя соседними заклепками. Лента прокладывается только между обшивкой и прилегающим к ней элементом каркаса независимо от числа входящих в пакет деталей. Работа по установке уплотнительных материалов производится только в условиях чистого рабочего места для исключения возможности попадания грязи, стружки, пыли в склепываемый пакет. Все работы с герметизирующими материалами выполняются при температуре воздуха не ниже +5°C.

18. Не позже 1 ч после установки уплотнительной ленты налагается обшивка (или устанавливается на обшивку заменяемый элемент карка-

са). При этом следует избегать сдвига накладываемого элемента во избежание смещения уплотнительной ленты.

19. Перед установкой заклепок в уплотнительной ленте прокалываются отверстия. Отверстия прокалываются хромированным шилом, диаметр которого на 0,2—0,5 мм меньше диаметра отверстия.

Сверление отверстий через уплотнительную ленту запрещается.

20. Клепка производится с обязательным предварительным поджатием склепываемого пакета.

21. Уплотнительная лента устанавливается только при ремонте стыковых швов.

22. После окончания клепки все стыковые швы, а также швы, приклепанные без применения уплотнительной ленты, со стороны давления тщательно обмазать одним слоем самовулканизирующегося герметика У-30 МЭС-10, а после выдержки в течение 3—4 ч — вторым слоем самовулканизирующегося герметика УТ-32.

Герметиком обмазывать замыкающие головки заклепок и кромки накладок по контуру.

Разные по цвету герметики применяются для облегчения контроля качества нанесения герметика.

23. В местах пересечения продольных и поперечных стыковых швов между обшивкой и уплотнительной лентой устанавливать прокладки из фольги АД-1М толщиной 0,15—0,3 мм.

24. При текущем ремонте обшивки фюзеляжа от шпангоута № 50 до хвостового кока применять заклепки с плоско-выпуклой головкой.

25. Теплозвукоизоляцию с ремонтируемого участка снять, а после окончания ремонта установить.

Текущий ремонт

Цель текущего ремонта зон фюзеляжа — устранение повреждений и неисправностей, появившихся в процессе эксплуатации самолета. Теку-

щий ремонт фюзеляжа назначается по фактическому техническому состоянию зон фюзеляжа и выполняется специалистами авиационно-технических баз гражданской авиации. В процессе текущего ремонта фюзеляжа устраняются ослабление заклепок, нарушение герметичности, производится обработка допустимых механических повреждений, усиление элементов при недопустимых пробоях, коррозии, вмятинах, трещинах, царапинах.

Ослабление заклепок, заклепочного шва. Разработка заклепочных отверстий и ослабление натяжения заклепок обнаруживается по дребезжанию, отставанию обшивки от головки, подвижности заклепки. При визуальном осмотре разработку отверстий определяют по наличию темных лунок около головок заклепок (дымлению заклепок). Ослабление заклепок рекомендуется устранять подтяжкой путем осадки замыкающей головки методом клепки. Если ослабление заклепки устранить подтяжкой не удастся, то следует заменить заклепку новой.

При замене отдельных заклепок в герметичных швах фюзеляжа необходимо производить работы по обеспечению их надежной герметизации. На самолете Ту-134А для герметизации швов крепления обшивки фюзеляжа к каркасу предусмотрены:

внутришовная прокладка уплотнительной ленты У-20А между обшивкой фюзеляжа и деталями каркаса внутреннего набора;

дополнительная поверхностная герметизация пастообразным герметиком У-30МЭС-10 (Ш) шпательным нанесением, а также кистевой промазкой растворами герметиков У-30МЭС-10 (К) и УТ-32 (К) мест стыковки обшивки и мест сложных конфигураций.

Для удаления заклепки надсверлить ее закладную головку. При этом на сверло должна быть надета ограничительная втулка с тем, чтобы оно вошло только на глубину головки

заклепки. Затем головку удалить легким боковым ударом молотка по бородку и выбить стержень заклепки, исключая повреждение уплотнительной ленты У-20А, отверстия и обшивки. После этого произвести очистку и обезжиривание отверстия и зоны расположения замыкающей головки заклепки. По предварительно замеренному отверстию подобрать заклепку такого же материала и шифра.

В соответствии с диаметром заклепки и отверстия под нее устанавливают требуемые длины заклепок для пакетов различной толщины. Длину заклепки подсчитывают по формуле $L = S + (1,1 \div 1,3)d$, где S — толщина склепываемого пакета; d — диаметр заклепки.

Для заклепок длиной до 10 мм установлен допуск на длину $\pm 0,2$ мм, а для заклепок длиной более 10 мм — допуск $\pm 0,4$ мм. Заклепки, длины которых выбраны правильно, после клепки обеспечивают хорошее заполнение отверстия и требуемые форму и размеры замыкающей головки. Замыкающая головка с размерами $D \approx 1,6d$; $h = 0,4$, где D — диаметр замыкающей головки; h — высота замыкающей головки, должна обеспечивать равную прочность с за-

кладной головкой при работе соединения на отрыв. После подбора соответствующей заклепки и ее обезжиривания необходимо нанести кистью пленку герметика У-30МЭС-10 (К) или УТ-32 (К) на цилиндрическую часть заклепки, стенки отверстия под нее и вставить заклепку в отверстие. Клепку производить прямым методом (поддержку поджимать к закладной головке, а удар молотка наносить по стержню заклепки). При ударах молотка по стержню заклепки усилия направлены вдоль оси заклепки и передаются на поддержку, не вызывая при этом перемещений и деформаций склепываемых деталей.

Применение массивных, с большой опорной поверхностью поддержек исключает местные деформации деталей при клепке и обеспечивает хорошее качество внешней поверхности клепаного шва. Обратная клепка не рекомендуется, так как при малейшем наклоне обжимки молотка на внешней обшивке фюзеляжа при ударах получают вмятины и повреждается лакирующий слой листа обшивки. При выполнении в процессе текущего ремонта клепальных работ на самолете рекомендуется применять пневматические кле-

Таблица 5

Тип молотка	Диаметр заклепки, мм	Группа мощности по ГОСТ 14633—81Е	Число ударов в 1 мин	Расход воздуха, м ³ /мин	Масса молотка, кг	Частота колебаний, Гц	Амплитуда колебаний, мм
5КМП*	5	II	25 000	0,30	2,0	40	1,3
57КМП-5			1500	0,25	2,1	25	0,25
КМП-31			2000	0,45	2,0	—	—
62КМ-6	6	III	1100	0,33	2,9	—	—
КМП-42-13			1400	—	3,5	—	—
57КМП-6			800	0,30	2,6	30	0,1
8 КМ*	8	IV	380	0,30	4,5	10	0,6
62КМ-8			960	—	3,4	—	—

* Пневматические клепальные молотки, находящиеся в эксплуатации, не имеющие виброгасящего устройства. Остальные — с виброгасящим устройством.

пальные молотки (табл. 5) и поддержки (табл. 6). Конфигурация поддержек может быть самой разнообразной. При проектировании и изготовлении поддержек необходимо предусматривать, чтобы основная масса ее была сосредоточена в той части, которая соприкасается с заклепкой.

Давление сжатого воздуха при работе пневматическими молотками оказывает влияние на технико-экономические показатели (норму выработки, расход воздуха, продолжительность клепки и амортизацию инструмента). Наиболее выгодной следует считать работу при давлении 5,0—5,5 кгс/см².

При контроле качества клепки необходимо, руководствуясь табл.7, проверить правильность образования замыкающей головки заклепки. После контроля клепки необходимо выполнить двухкратную кистевую промазку герметиком УТ-32 (К) зоны расположения замыкающей головки вновь установленной заклепки. Первый слой сушить 2—3 ч, второй — 6 ч.

Рекомендации по обработке механических повреждений фюзеляжа. Допустимые механические повреждения (царапины, забоины) в целях предохранения материала от коррозии подлежат следующей обработке.

1. Торцы царапин или забоин глубиной до 0,04 мм закатать хромированным роликом, не имеющем острых кромок. Обработанный участок протереть салфеткой, смоченной бензином Б-70, с последующей сушкой при температуре 20—25°С в течение 10—15 мин. Поврежденный участок лакировать лаком АС-82 (или АС-16, АК-113) с последующей сушкой при температуре 25—35°С в течение 1,5 ч.

2. Торцы царапин и забоин глубиной более 0,04 мм зашкурить и отполировать. Тщательно протереть обрабатываемый участок салфеткой, смоченной бензином Б-70, и просушить при температуре 20—25°С в течение 10—15 мин. Заполнить цара-

Таблица 6

Способ клепки	Масса поддержки кг, при диаметре заклепки из алюминиевых сплавов, мм					
	3	4	5	6	8	10
Прямой	5	6	8	10	12	14
Обратный	1,5	2	2,5	3	4	5

Таблица 7

Диаметр заклепки, мм	Размеры замыкающей головки, мм	
	Диаметр	Высота
2	3 ± 0,2	0,8
2,6	3,9 ± 0,25	1,1
3	4,5 ± 0,3	1,2
3,5	5,2 ± 0,3	1,4
4	6 ± 0,4	1,6
5	7,5 ± 0,5	2
6	8,7 ± 0,5	2,4
7	10,2 ± 0,5	2,8
8	11,6 ± 0,8	3,2
10	14,5 ± 1,0	4

пину или забоину эпоксидной шпатлевкой.

Обработанный участок слегка припудрить сухой алюминиевой пудрой и просушить в течение 24 ч при температуре 12—25°С. Эпоксидную шпатлевку готовить по следующей рецептуре: эпоксидная смола ЭД-5—100 масс. ч.; отвердитель № 1 — 20 масс. ч.; алюминиевая пудра — 40 масс. ч. Ввиду ограниченной жизнеспособности шпатлевки (2—3 ч) необходимо готовить ее непосредственно перед применением и в количествах, используемых в течение этого времени.

3. Царапины и забоины необходимо заполнять эпоксидной шпатлевкой при подготовке самолета к весенне-летней и осенне-зимней навигации, при выполнении периодических форм технического обслуживания и температуре окружающего воздуха не ниже +12°С.

В остальных случаях поврежденные участки фюзеляжа обрабатывать в порядке, указанном в п. 1.

Герметизация фюзеляжа. В процессе эксплуатации самолета из-за перегрузок, изнашивания, старения герметизирующих материалов и профилей, трещин обшивки, ослаблений разъемных и неразъемных соединений, выпадания крепежных деталей в гермокабинах фюзеляжа могут образоваться негерметичные зоны.

Зоны негерметичности гермокабины выявляются при осмотрах фюзеляжа, испытании на герметичность и нанесении мыльной пены на обшивку фюзеляжа. Утечка воздуха — негерметичность фюзеляжа — определяется по образованию мыльного пузыря. Значительные утечки определяются по характерному звуку воздуха, выходящего из негерметичных зон фюзеляжа.

Кроме этого, для определения мест утечек воздуха пользуются способом нагнетания в гермокабину сжатого воздуха, смешанного с аммиаком, в количестве 1% объема кабины. На подозреваемые места обшивки фюзеляжа наклеивают бумагу, пропитанную 50%-ным раствором азотной кислоты, которая в местах утечки из гермокабины смеси воздуха и аммиака проявляется в виде темного пятна. Способы устранения негерметичности назначаются по установлению причины ее образования.

Герметичность гермокабины в эксплуатации обеспечивается: подтяжкой ослабленных заклепок и винтов; восстановлением выпавших крепежных деталей; заменой листов обшивки, имеющих недопустимый коррозионный износ; установкой усиливающих накладок в местах трещин и пробоин обшивки; заменой герметиков, имеющих следы старения и разрушения; восстановлением герметизации люков, дверей, форточек, окон, герморазъемов и гермовыводов.

При текущем ремонте фюзеляжа необходимо производить работы по обеспечению его надежной герметизации. Герметизация фюзеляжа разделяется на внутришовную и поверхностную. Поверхности, подлежащие

герметизации, тщательно очищаются от пыли и стружки пылесосом, волосяными щетками. Разрешается работать при температурах не ниже $+5^{\circ}\text{C}$. Перед наложением уплотнительной ленты сопрягаемые поверхности швов протереть чистыми хлопчатобумажными салфетками, смоченными в бензине БР-1 или БР-2. Сушка после обезжиривания — 10 — 15 мин при комнатной температуре. Герметизирующий материал прокладывать непосредственно после обезжиривания.

Внутришовная герметизация фюзеляжа. На одну из склепываемых поверхностей по шву наложить уплотнительную ленту У-20А вместе с предохранительной прокладкой, постепенно разматывая рулончик с лентой и прикатывая роликом. Складки не допускаются. Для заготовки лент необходимых длин пользоваться острым ножом. Ширина уплотнительной ленты должна быть больше на 1—3 мм ширины соединяемой детали. Соединение ленты У-20А делать встык, без зазоров, располагая его между заклепками. Двойной слой ленты У-20А в шов не допускается. Удалить предохранительную прокладку с ленты У-20А после прикатки металлическим роликом осторожным отслаиванием с одного конца, придерживая уплотнительную ленту от сдвига. Собрать детали на контрольные болты или потайные заклепки. Прокалывание уплотнительной ленты У-20А через отверстия производить закаленным полированным шилом диаметром на 0,1 мм меньше диаметра заклепочного отверстия. Шило смачивать водой и периодически протирать тканью, смоченной бензином. При вынужденной разработке соединения повторную сборку производить с обязательной заменой ленты У-20А.

Поверхностная герметизация фюзеляжа. Пастообразный герметик наносят на подготовленную обезжиренную поверхность сплошной непрерывной линией шпателем или шприцем без захлестывания воздуха. Вы-

сота пастообразного уплотнения должна быть равной высоте кромки профиля, накладки или других элементов. Если герметизации подлежит угловой стык, и кромка детали имеет высоту более 10 мм, то размеры жгутика герметика брать согласно рис. 15. После наложения пастообразного герметика не разрешается производить сборочные работы в районе данного узла в течение 24 ч во избежание попадания стружки и пыли в герметик.

Кистевое покрытие (рис. 16) наносится на обезжиренную поверхность в два слоя. Первый слой кистевого покрытия выполняется герметиком У-30МЭС-10 (К), второй — УТ-32 (К). Промежуток между первой и второй промазкой 3—4 ч. После второй промазки дается выдержка 12 ч. Толщина пленки после двукратного нанесения 0,5 мм.

Герметизация аварийных люков, дверей, форточек. Приклеить (рис. 17) подслойную ленту АХКР (двустороннюю прорезиновую ткань ТУ МХП 1597-53Р) по следующей технологии:

обезжирить бензином БР-1 или БР-2, Б-70 ленту АХКР и место ее приклейки;

промазать 2 раза ленту АХКР и место ее приклейки клеем 88НП. Первое покрытие сушить 5—8 мин, второе — 1—3 мин до «отлипа»;

наклеить ленту и тщательно прикатать ее роликом. Стыковать внахлестку до 20 мм. Место стыка выдержать не менее 2 ч при температуре 18—30°C.

Подготовить и приклеить ленты из губчатой резины 7Р-29 (ТУ МХП 126-55) по следующей технологии:

заготовить по месту ленту из губчатой резины 7Р-29 шириной 30—40 мм;

обезжирить бензином БР-1 или БР-2, Б-70 наружную поверхность ранее приклеенной ленты АХКР и поверхность проклейки на ленте из губчатой резины 7Р-29;

промазать 2 раза клеем 4НБ обезжиренные поверхности ленты АХКР

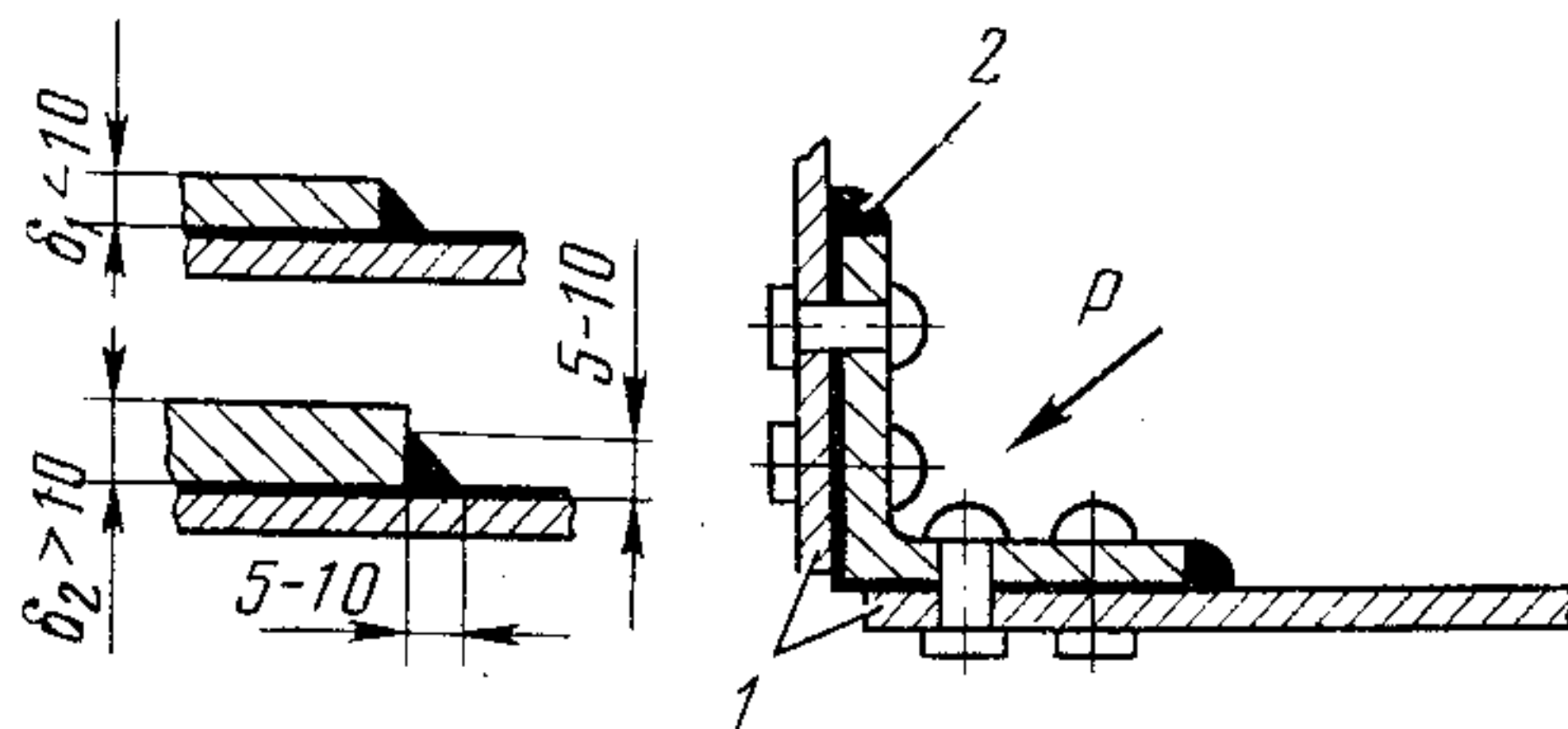


Рис. 15. Герметизация углового стыка:
1 — лента У-20А; 2 — герметик У-30МЭС-10; p — давление

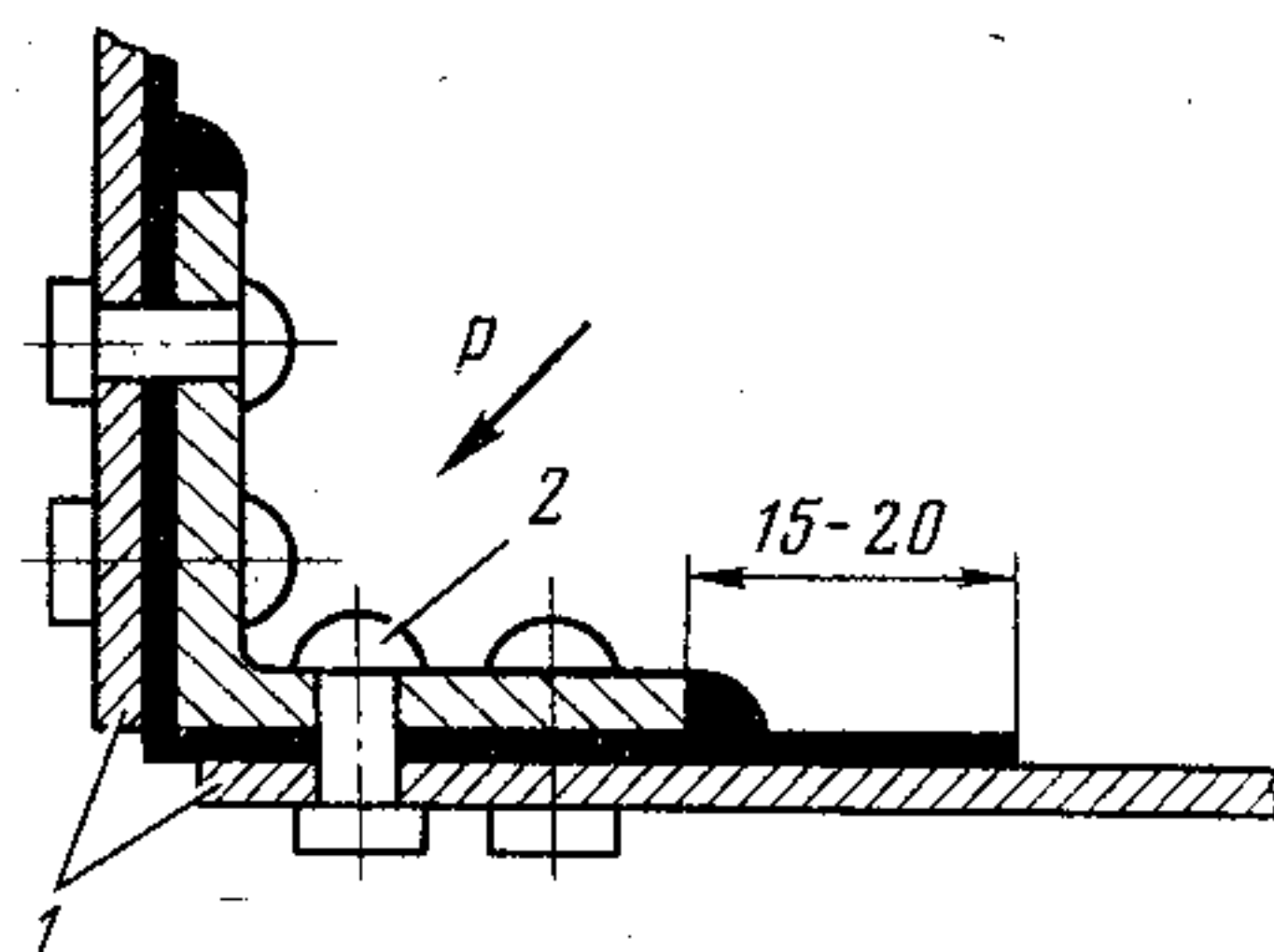


Рис. 16. Кистевое покрытие герметиком:
1 — лента У-20А; 2 — герметик У-30МЭС-10 — первый слой, УТ-32 — второй слой

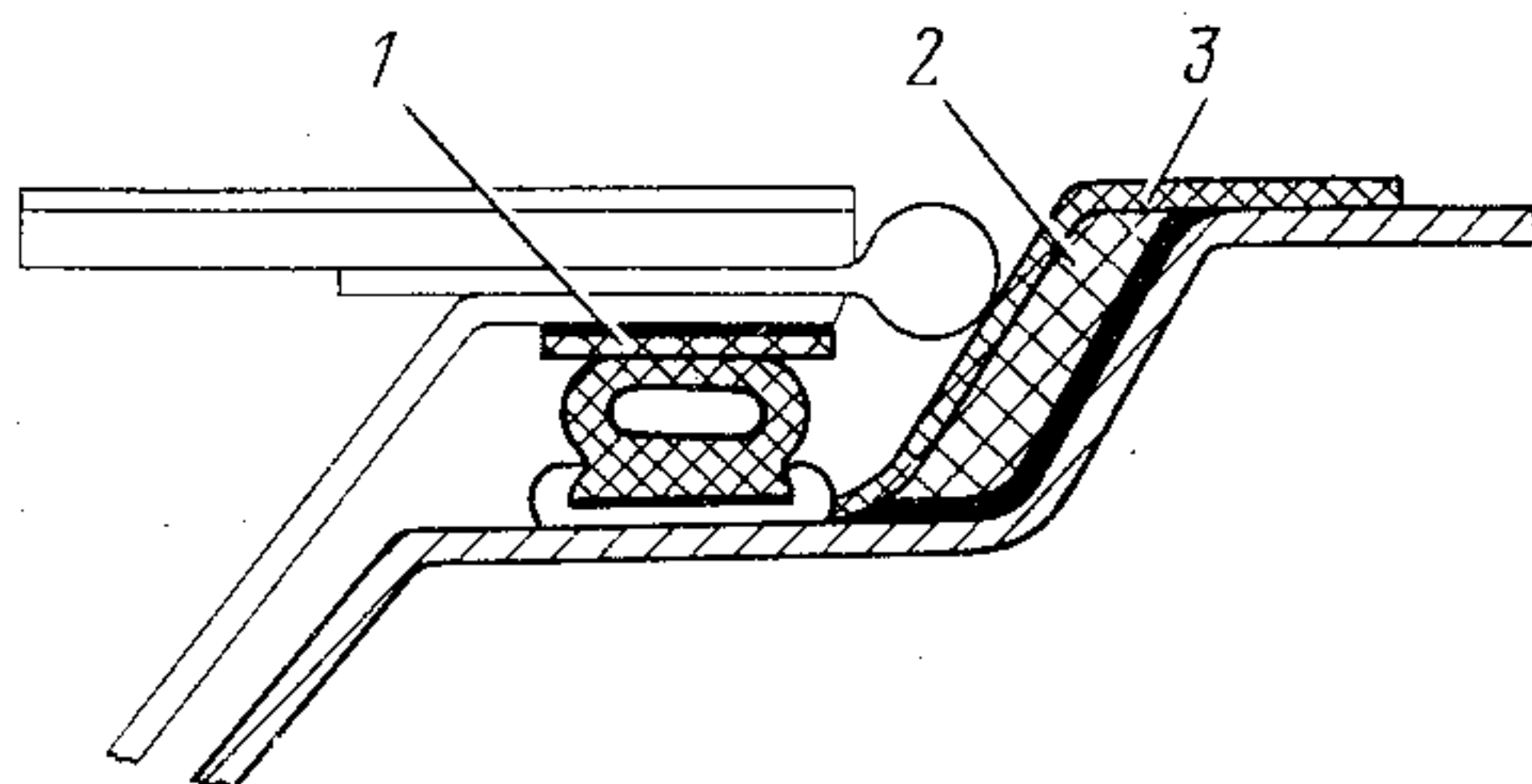


Рис. 17. Приклейка губчатой резины и капронового полотна:

1 — лента АХКР; 2 — губчатая резина; 3 — капроновое полотно

и ленты из губчатой резины 7Р-29. После каждого раза промазки производить выдержку в течение 25—30 мин при температуре 18—30°C;

приклеить ленту из губчатой резины и прикатать роликом.

Губчатую ленту стыковать на «ус» 25 мм и склеить клеем 4НБ. Выдержать наклеенную губчатую ленту в течение 10 ч при температуре 18—30°C, а затем обрезать края губчатой ленты вровень с внешней поверхностью герметизируемого места конструкции.

Приклеить дублированное прорезиновое капроновое полотно по следующей технологии:

очистить от талька, пыли и обезжирить поверхность приклейки под капроновое полотно. Просушить на воздухе в течение 5—10 мин;

промазать поверхность приклейки клеем 4НБ 2 раза, а капроновое полотно — 1 раз. Дать выдержку между нанесением слоев 25—30 мин при температуре 18—30°C;

капроновое полотно наклеить и стыковать внахлестку по 20 мм;

приклеенную ленту из капронового полотна тщательно прикатать гладким роликом и выдержать не менее 24 ч.

Оклейка капроновым полотном резинового профиля и приклейка его к детали. Поверхность профиля тщательно очистить от талька, пыли и обезжирить. Промазать профиль клеем 4НБ 2 раза, а капроновое полотно — 1 раз. Дать выдержку между нанесением слоев 25—30 мин при температуре 18—30°C. Капроновое полотно наклеить и стыковать внахлестку по 20 мм. Приклеенное капроновое полотно тщательно прикатать гладким роликом и выдержать не менее 24 ч. Наклейку профиля на деталь производить клеем 4НБ по вышеуказанной технологии (два слоя клея на металл и два слоя — на профиль). После каждой промазки дать выдержку 10—15 мин при температуре 18—30°C. После приклейки профиль выдерживать под грузом 24 ч, затем 8 ч без груза при температуре 18—30°C. Особое внимание обратить на радиусные участки.

Резиновые профили, не оклеенные капроном, и резиновые окантовки подвижных форточек. Приклеивать через подслой прорезиненной с двух сторон ткани АХКР. Подслой ткани АХКР приклеивается к зачищенной поверхности профиля клеем 4НБ по технологии приклейки дублированного прорезиненного капронового полотна. Технология наклейки профиля на деталь аналогична описанной выше.

Приклеенный резиновый профиль окантовки форточки разрешается выдерживать без давления в течение 24 ч. При наклейке тщательно прикатать роликом.

Герметизация обтекателя антенны локатора. Для герметизации использовать шпательный герметик У-30 МЭС-10 (Ш), приготовленный по рецептуре ускоренной вулканизации с жизнеспособностью 2—4 ч. Демонтировать обтекатель антенны локатора и произвести осмотр герметизирующей прокладки. Возможные дефекты: раковины, свищи, отслаивания герметика и т. д.

При необходимости замены уплотнительной прокладки выполнить работы по следующей технологии:

удалить старый герметик, резиновые прокладки и остатки клея с окантовки обтекателя;

приклеить клеем 88НП новую ограничительную прокладку и у отверстий под болты по две новые резиновые бобышки размером 6×10 мм из резины НО-68-1;

нанести кистью разделительный слой резины 14Р-2 на привалочную поверхность фюзеляжа полосой не менее 100 мм на наружную и внутреннюю поверхности окантовки обтекателя. Просушить разделительный слой в течение 15—20 мин при температуре 10—25°C;

нанести шпателем на привалочную поверхность окантовки обтекателя герметик У-30МЭС-10 (Ш) с избытком, чтобы обеспечить выдавливание герметика при монтаже по всему контуру; дать открытую выдержку в течение 1—3 ч до приобретения герметиком слегка эластичного состояния;

установить обтекатель на фюзеляж на все болты с полной затяжкой; избыток герметика должен выдавиться по всему контуру;

дать выдержку для вулканизации герметика в течение 24 ч при температуре 10—25°C;

после окончания срока вулканизации обтекатель снять. Избыток герметика, выдавившийся наружу, остано-

рожно обрезать по контуру обтекателя, а герметик, выдавившийся внутрь через резиновую ограничительную прокладку, обрезать по внешнему контуру прокладки;

снять салфеткой, смоченной бензином, разделительный слой резины 14Р-2;

осмотреть герметизирующую прокладку;

для предотвращения прилипания герметизирующей прокладки к обшивке фюзеляжа поверхность герметика слегка припудрить тальком;

произвести окончательный монтаж обтекателя и проверить качество его прилегания к поверхности фюзеляжа.

Герметизация соединений трубопроводов горячего воздуха. Места стыковки магистралей горячих воздуховодов герметизируются герметиком ВИКСИНТ (У-2-28) через подслои П-11 по двум линиям: 1) внутришовной — пастообразным герметиком; 2) поверхностной — кистевым раствором по болтовым и заклепочным соединениям.

Внутришовную герметизацию соединений производить по следующей технологии:

поверхности, подлежащие внутришовной герметизации, очистить от пыли, грязи и дважды обезжирить салфетками, смоченными бензином. Просушить 15—20 мин;

на все сопрягающиеся поверхности нанести кисточкой 1 раз подслои П-11 и просушить 40 мин;

приготовить пастообразный герметик ВИКСИНТ (У-2-28) и нанести на поверхности, входящие в многослойный пакет (фланец, усиливающая накладка, лист и т. д.), слоем 1 мм;

собрать пакет на болты или проклепать;

болты перед установкой дважды промыть в бензине и протереть чистой салфеткой, увлажненной бензином;

клепку или окончательную затяжку болтов произвести в период сохранения герметиком рабочей жизнеспособности, т. е. в течение 4—6 ч, считая с момента приготовления;

выдавившийся герметик по ступенькам аккуратно заправить шпателем в жгутик. Избыток выдавившегося герметика по болтам и заклепкам удалить салфеткой, смоченной бензином;

дать выдержку для вулканизации герметика 24 ч при температуре 10—25°C.

Поверхностную герметизацию производить по следующей технологии:

фланцы, выступающие головки болтов и гайки, подлежащие герметизации кистевым раствором, обезжирить дважды бензином и выдерживать 10—15 мин для подсушки;

на подготовленную поверхность нанести подслои П-11 и выдерживать 40 мин. Зона обезжиривания и нанесения подслоя П-11 должна быть шире зоны, покрываемой герметиком;

кистевым герметиком ВИКСИНТ (У-2-28) промазать 2 раза болтовое соединение или заклепочный шов с обеих сторон;

сушить 1-й слой не менее 1 ч. После нанесения 2-го слоя дать выдержку не менее 24 ч.

Усиление поврежденных зон обшивки и каркаса фюзеляжа. В процессе эксплуатации могут возникать случаи механического повреждения обшивки и каркаса фюзеляжа в виде царапин, забоин, вмятин, пробоин, трещин, а также появление коррозионного износа. Механические повреждения, коррозионный износ приводят к уменьшению расчетной прочности конструкции фюзеляжа. Для восстановления первоначальной прочности зон обшивки и каркаса фюзеляжа назначается текущий ремонт поврежденных зон.

Технологическая последовательность текущего ремонта состоит из операций:

удаления с поврежденного места загрязнений;

осмотра поврежденного участка и сопрягаемых с ним деталей;

замера глубины и площади повреждения;

выбора рационального варианта ремонта;

осмотра близлежащих от поврежденного места элементов конструкции и устранения выявленных неисправностей;

разметки контура усиления;

обработки или удаления поврежденного участка обшивки или элемента каркаса, высверливания заклепок;

разработки равнопрочной конструкции по усилению поврежденного участка с определением размеров деталей и материала согласно расчету на прочность;

изготовления и подгонки деталей усиления;

установки деталей на контрольные болты, разметки и просверловки отверстий в усиливающих деталях и конструкции. При выполнении этой операции необходимо использовать все имеющиеся отверстия в каркасе, оставшиеся после высверливания ранее стоявших заклепок;

разборки соединения, удаления заусенцев, стружки и загрязнений с деталей усиления и зоны ремонта;

окончательной сборки, клепки усиливающих деталей на обшивке, каркасе фюзеляжа с обязательным соблюдением технических условий на текущий ремонт фюзеляжа и его герметизацию.

По сочетанию соединяемых элементов и характеру передачи усиления с одного элемента конструкции на другой применяют следующие виды клепаных швов: внахлестку, встык с одной накладкой, встык с двумя накладками и стрингерные (рис. 18).

При выполнении текущего ремонта по восстановлению поврежден-

ных зон обшивки фюзеляжа рекомендуется применять клепаные соединения встык с одной внутренней накладкой. Такой вид соединения в сочетании с потайной клепкой отвечает требованиям аэродинамики. Клепаным соединением встык с двумя накладками скрепляют элементы конструкции, передающие большие усилия.

В конструкции фюзеляжа его стрингеры, обшивка и другие элементы нагружаются пропорционально их жесткости, поэтому при замене как деталей набора, так и обшивки не допускается их усиление более 15%. Слишком усиленные элементы изменяют распределение жесткостей, а следовательно, и сил в данном сочетании, что приводит к появлению зон концентрации напряжений и снижению прочности конструкции.

При текущем ремонте отдельных зон конструкции не рекомендуется сверлить лишние отверстия, устанавливать заклепки, винты большого диаметра, так как это приводит к снижению прочности соединяемых деталей из-за уменьшения их рабочих сечений. Необходимо использовать имеющиеся отверстия в конструкции узла. Ремонтные элементы (накладки, вкладыши-бужи) рекомендуется изготавливать из того же материала, который применен в конструкции ремонтируемой зоны фюзеляжа. При разработке варианта усиления необходимо стремиться к равнопрочности ремонтируемого соединения.

Расчет стыков на равнопрочность сводится к подбору равных площадей и моментов сопротивления сечения стыкуемых деталей, ремонтной накладки или вкладыша (при наличии одного и того же материала), а также одинаковой прочности крепежных деталей, расположенных по одну сторону стыка, с сохранением того же диаметра.

При сборке-клепке соединений, имеющих тонкую обшивку ($\delta \leq 2\text{ мм}$), отверстия под заклепки и отверстия

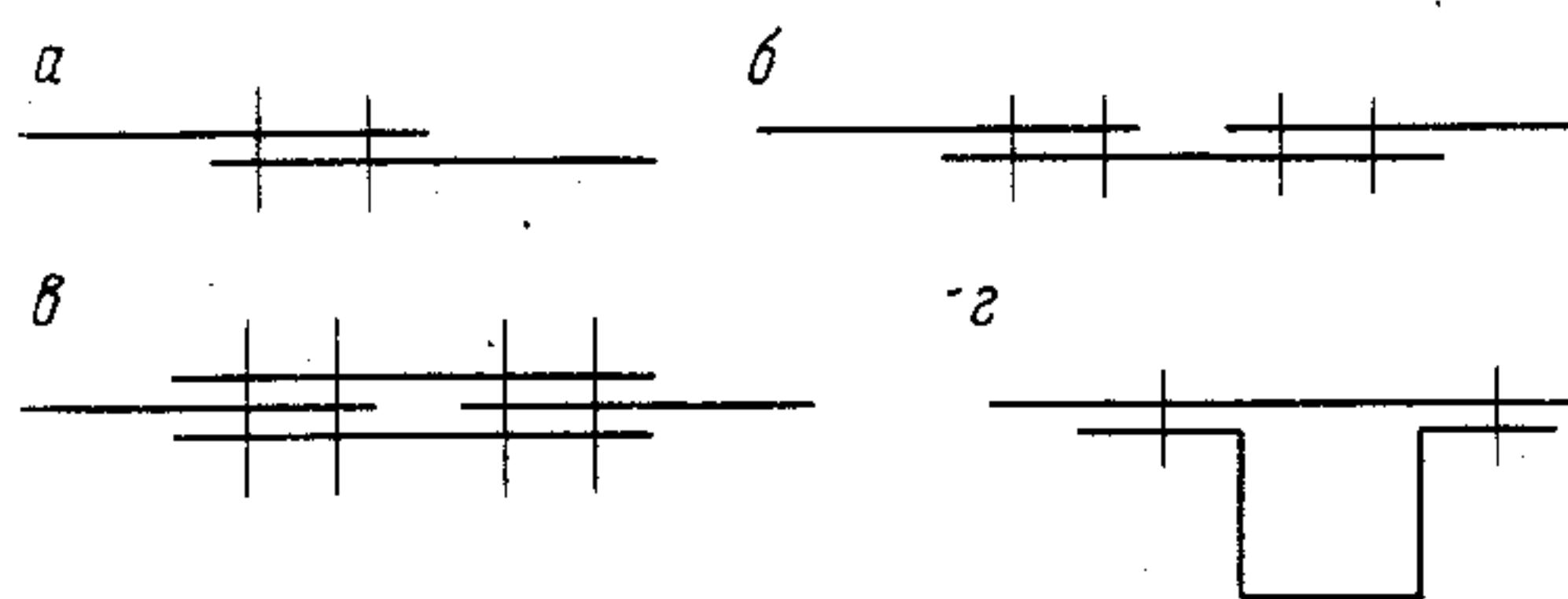


Рис. 18. Виды клепаных соединений:

а — внахлестку; б — встык с одной накладкой; в — встык с двумя накладками; г — стрингерное

для установки средств временного крепления необходимо сверлить в такой последовательности, при которой можно избежать образования «хлопунов» — волнистости обшивки. На рис. 19 цифрами показано несколько способов, определяющих порядок сверления, установки фиксаторов и клепки.

Расчет соединений на прочность обычно ведется после общего расчета и компоновки конструкции узла, когда известны материалы соединяемых элементов конструкции, их толщины и вид шва. На основании этих данных определяют размеры элементов шва.

Клепанные швы принято рассчитывать по разрушающим нагрузкам. Это позволяет надежно установить запас прочности и проверить его испытанием соединения до разрушения.

Разрушение клепанных швов при статистическом нагружении может произойти от разрушения заклепок или листов — деталей конструкции.

Каждый случай текущего ремонта поврежденной обшивки и каркаса фюзеляжа, связанный с частичной заменой обшивки, силового элемента и установкой усиливающей накладки, необходимо отражать в альбоме силовых элементов самолета с указанием характера повреждения, даты и вида ремонта.

При разработке вариантов усиления зон повреждения необходимо руководствоваться чертежами типового ремонта обшивки и каркаса фюзеляжа, приведенными в Технологических указаниях по техническому обслуживанию самолетов типа Ту-134 (выпуск 6).

Зоны, требующие повышенного контроля в эксплуатации

Для обеспечения высокой надежности и безопасности полетов необходимо в процессе эксплуатации самолетов систематически выполнять

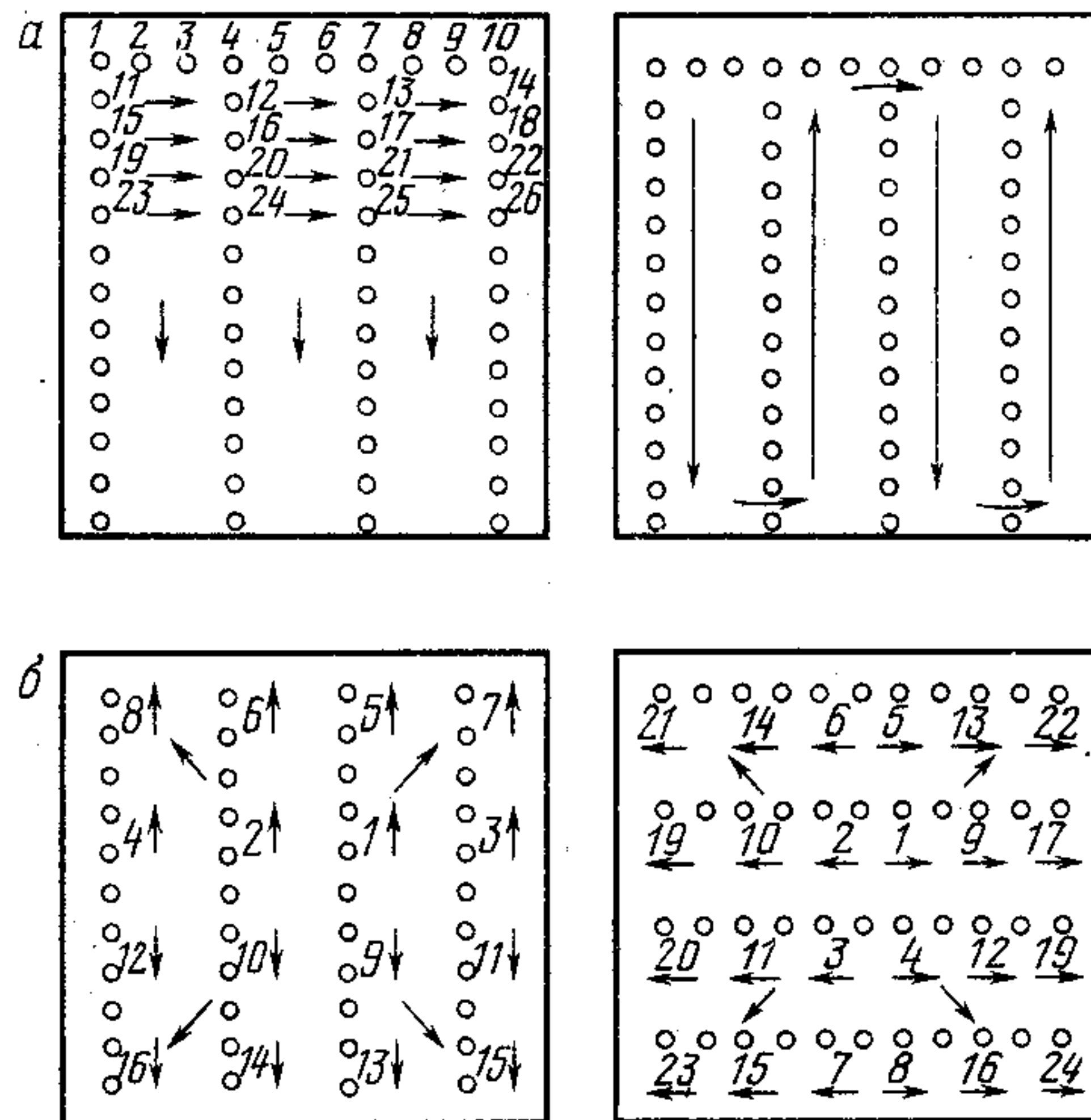


Рис. 19. Последовательность сверления, установки фиксаторов и клепки изделий с тонкими обшивками:

а — концевой способ; б — центральный способ.

неразрушающий контроль за техническим состоянием жизненно важных силовых элементов конструкции фюзеляжа с целью предупреждения появления отказов и своевременного выявления критического состояния элемента конструкции.

Наиболее ответственными элементами и узлами фюзеляжа являются: передний узел крепления мотогондолы, расположенный между шпангоутами № 47 и № 48; задний узел крепления мотогондолы, расположенный на шпангоуте № 51; шпангоуты №№ 8, 11, 15, 28, 34, 47, 48, 51, 55; обшивка герметичной части фюзеляжа.

При выполнении периодических форм технического обслуживания и подготовке самолета к весенне-летней или осенне-зимней навигации следует обращать особое внимание на техническое состояние магниевых деталей, расположенных в фюзеляже самолета.

Неразрушающий контроль элементов фюзеляжа следует выполнять по методике, изложенной в нормативно-технической документации по неразрушающему контролю самолетов типа Ту-134.

2.2. КРЫЛО

Краткие сведения о конструкции

Крыло — несущая поверхность, предназначенная для создания подъемной силы при поступательном движении самолета. Оно обеспечивает поперечную устойчивость и управляемость самолета. От действия внешних сил крыло работает на сдвиг, изгиб и кручение.

Крыло самолета Ту-134А свободно несущее, низкорасположенное, цельнометаллической кессонной конструкции. Состоит из центроплана, двух средних и двух отъемных частей (рис. 20). Средние и отъемные части крыла расположены симметрично относительно фюзеляжа и стыкуются с центропланом и между собой фланцевыми соединениями по нервюрам № 1 и № 15.

Центроплан представляет собой двухлонжеронный кессон с работающей обшивкой, укрепленный стрингерами.

Нервюры делят центроплан на четыре отсека. В двух крайних отсеках проходят тяги управления самолетом, магистрали гидрооборудования и гермоканалы, предназначенные для проводок электро- и радиооборудования. На участке, находящемся внутри фюзеляжа, верхняя

панель и лонжероны центроплана выполнены герметичными.

Нижняя панель центроплана — негерметичная. Лонжероны центроплана балочного типа, изготовлены из материала Д16Т, состоят из верхних и нижних поясов и стенок, подкрепленных стойками. По торцам лонжеронов на стенках установлены стыковые стойки, которые служат для соединения стенок лонжеронов центроплана со стенками лонжеронов средней части крыла. Лонжероны соединяются со шпангоутами № 28 и № 34 фюзеляжа при помощи фитингов. На нижнем поясе заднего лонжерона установлены два кронштейна навески посадочного щитка.

Верхняя панель центроплана состоит из трех технологических панелей, образованных обшивкой, стрингерами и профилями разъема. Панели соединены между собой при помощи стыковочных стрингеров двутаврового сечения. На панели установлены два бортовых профиля уголкового сечения, предназначенные для связи центроплана с бортами фюзеляжа.

Обшивка верхней панели выполнена из листового материала В95 методом химического фрезерования, стрингеры выполнены из прессованных профилей трапецевидного и двутаврового сечений из материала В95Т со специальными законцовка-

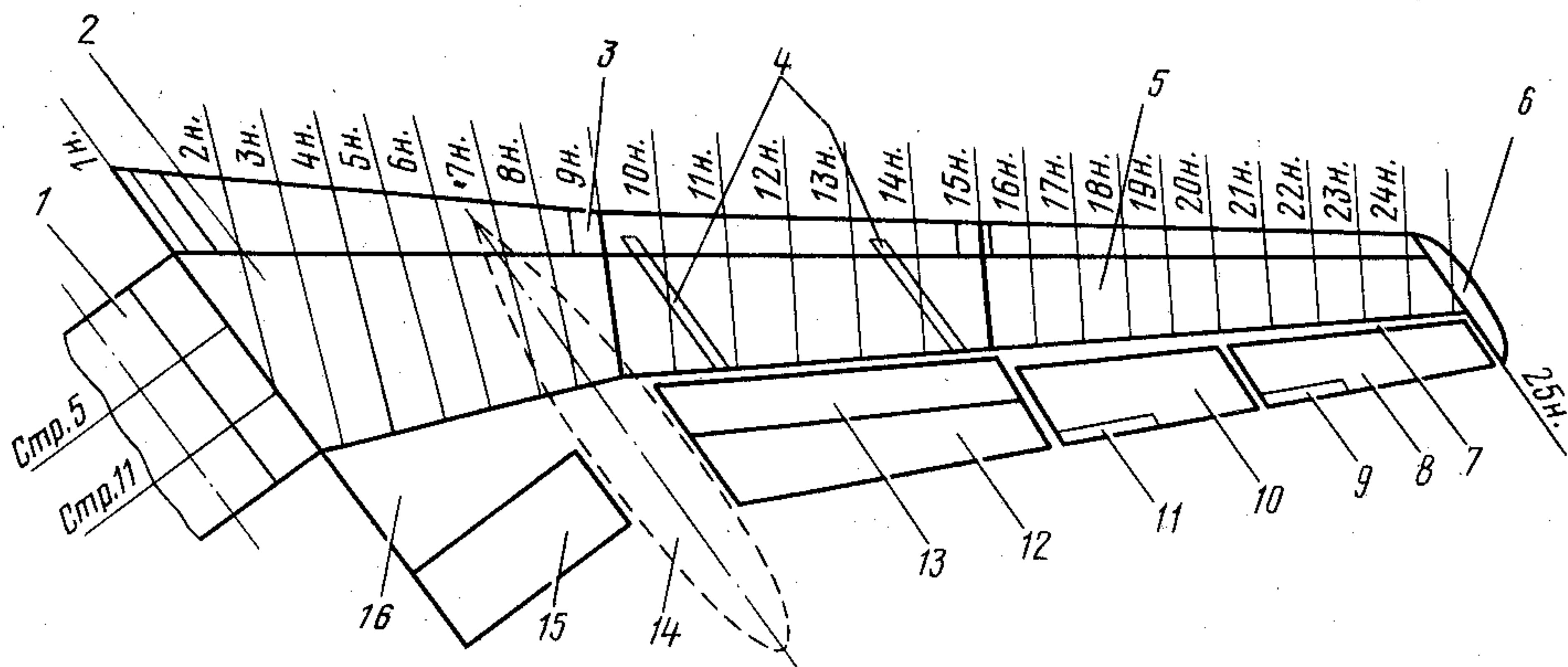


Рис. 20. Схема крыла:

1 — центроплан; 2 — средняя часть крыла; 3 — съемный носок; 4 — аэродинамические ребра; 5 — отъемная часть крыла (ОЧК); 6 — концевой обтекатель; 7 — хвостовая часть крыла; 8 — внешний элерон; 9 — флетнер элерона; 10 — внутренний элерон; 11 — триммер-флетнер; 12 — внешний закрылок; 13 — интерцептор; 14 — гондола шасси; 15 — внутренний закрылок; 16 — хвостовая часть крыла

ми, предназначенными для связи стрингеров с профилями разъема. Профили разъема изготовлены из материала Д16Т.

Нижняя панель центроплана изготовлена из материала Д16АТ, по конструкции аналогична верхней панели, но в ней имеется люк для доступа в отсеки центроплана. Люк закрывается съемной панелью, которая крепится болтами.

Разъемные нервюры замыкают центроплан по размаху. Нервюры представляют собой стенку, подкрепленную стойками. Стенка из материала В95АТ изготовлена методом химического фрезерования из плит толщиной 10 мм. Толщина стенки — переменная: у переднего лонжерона 1,8 мм, в средней части — 2,5 мм, у заднего лонжерона 3,5 мм. Пояса нервюры в виде утолщенных полос по контуру в местах стыковки со средней частью крыла (СЧК) выполнены как единое целое со стенкой. В стенке имеются окантованные отверстия для топливной системы. Стойки нервюры изготовлены из гнутых профилей. Нервюра по всему контуру крепится к ребрам профилей разъема и стойкам лонжеронов с помощью болтов. Осевая и промежуточная нервюры состоят из верхних и нижних поясов и стенок, подкрепленных стойками. Нервюры крепятся к панелям при помощи уголков (по стрингерам) и компенсаторов (по обшивке), к лонжеронам — с помощью угольников на стенках.

В промежуточных нервюрах имеются отверстия для топливной системы. Нервюры изготовлены из материала Д16Т.

Гермоканалы для проводов электро- и радиооборудования изготовлены из листового материала сварными, крепятся к стенкам лонжеронов и промежуточным нервюрам в крайних отсеках центроплана. Для удобства проведения монтажных работ в каждом канале имеются шесть лючков, закрываемых крышками с помощью болтов.

Соединения центроплана со средней частью фюзеляжа по боковым контурам верхней панели центроплана осуществляется уголковыми профилями, по контуру нижней панели — профилями и фитингами.

Лонжероны центроплана с помощью фитингов из АК8 связаны со шпангоутами № 28 и № 34 фюзеляжа. На стенках лонжеронов установлены уголковые профили для крепления обшивки фюзеляжа.

Стыковые болты по верхней и нижней поверхностям закрываются зализмами.

Средние части крыла (рис. 21), одинаковые по своей конструкции, состоят из силового кессона, съемных носков и хвостовой части (внутренней и внешней). Основной силовой элемент СЧК — кессон. Он состоит из продольного набора — двух лонжеронов, шести верхних и двух нижних панелей, поперечного набора 15 нервюр, расположенных в межлонжеронной части. В районе подвески основной опоры установлены три усиленных нервюры №№ 7, 8, 9.

Кессон представляет собой герметический отсек, разделенный герметической стенкой нервюры № 9 на два отсека: первый — от нервюры № 1 до № 9 и второй от № 9 до № 15. Кессон предназначен для заливки топлива непосредственно в конструкцию. Кессон-бак герметизирован специальными самовулканизирующимися герметиками на основе жидких тиоколов У-30МЭС-10 и УТ-32 посредством трех линий: внутренней, внешней и поверхностной (поливом). Каждая линия герметизации выполнена непрерывной и самостоятельно обеспечивает герметичность кессон-бака, а в совокупности они обеспечивают высокую эксплуатационную надежность.

Панели образуют верхнюю и нижнюю поверхности крыла. Все панели однотипны по конструкции. Панель состоит из обшивки и стрингеров. По торцам панели заканчиваются профилями разъема. Листы обшивки верхних панелей вы-

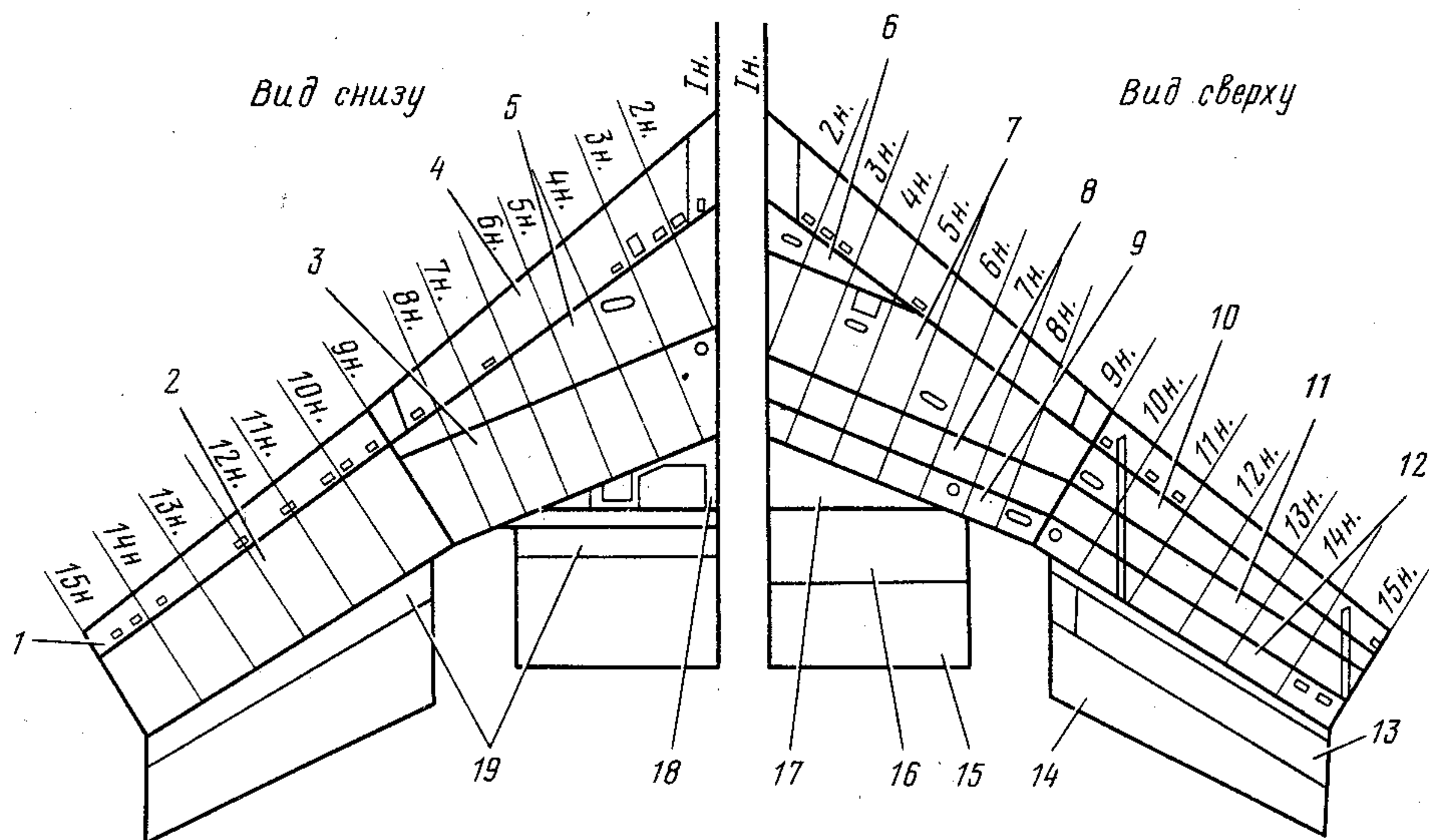


Рис. 21. Схема средней части крыла:

1 — лист Д16АТВ л. 1, 2; 2 — лист Д16АТВ л. 8,5 (хим. фрезерован до 2,6 мм); 3 — лист Д16АТВ л. 8,5 (хим. фрезерован до 3,6); 4 — лист Д16АТВ л. 1,5; 5 — лист Д16АТВ л. 8,5 (хим. фрезерован до 3,6 мм); 6, 7 — лист В95пчАТ1СВ л. 4 (хим. фрезерован до 1,8 мм); 8 — лист В95пчАТ1СВ л. 8 (хим. фрезерован до 3 мм); 9 — лист В95пчАТ1СВ л. 8 (хим. фрезерован до 3,5 мм); 10, 11 — лист В95пчАТ1СВ л. 8 (хим. фрезерован до 2,2 мм); 12 — лист В95пчАТ1СВ л. 8 (хим. фрезерован до 2 мм); 13 — лист Д16АТВ л. 1, 2; 14 — лист Д16АТВ л. 1,2 (хим. фрезерован до 0,6 мм); 15 — лист Д16АТВ л. 1 (хим. фрезерован до 0,6 мм); 16, 17 — лист Д16АТВ л. 1; 18 — лист Д16АТВ л. 1; 19 — литье МЛ-Т4

полнены из материалов В95АТ1СВ на СЧК, В95АТ1В на ОЧК, нижних — из Д16АТВ. Толщина обшивки верхних и нижних панелей меняется ступенчато. Разная толщина обшивки достигается химическим фрезерованием. Стрингеры изготовлены из прессованных профилей двутаврового сечения, расположены параллельно заднему лонжерону; местами у стрингеров одна лапка тавра срезана. Обшивка панелей крепится к стрингерам заклепками, к поясам лонжеронов — болтами.

Нервюры крыла (кроме нервюр №№ 1, 9, 15) балочной конструкции состоят из верхних и нижних поясов и стенок, подкрепленных стойками. Все нервюры, кроме нервюр №№ 1, 25, расположены перпендикулярно заднему лонжерону. Нервюры №№ 1, 25 установлены параллельно плоскости разъема. Герметические нервюры №№ 1, 9, 15, 25 представляют собой стенку соответствующей толщины (3 мм, 1,5 мм), обработан-

ную химическим фрезерованием и подкрепленную вертикальными стойками.

Отъемные части крыла по своей конструкции одинаковы и состоят из силового кессона с хвостовой частью, съемного носка и концевого обтекателя. Кессон — основной силовой элемент ОЧК, состоит из продольного набора: переднего и заднего лонжеронов, трех верхних и одной нижней панели, поперечного набора — 11 нервюр с № 15 по № 25.

Кессон представляет собой кессон-бак, конструктивно выполненный аналогично конструкции кессон-бака СЧК. Для доступа внутрь кессонов на каждом из них имеются съемные панели на верхней поверхности (две на СЧК и одна на ОЧК).

К состоянию крыла предъявляются повышенные требования, так как крыло самолета — наиболее чувствительный элемент конструкции планера в отношении нарушения

аэродинамических форм. В связи со спецификой работы верхняя часть крыла (обшивка, стрингеры, верхние пояса лонжеронов) изготовлены из материала В95, который имеет повышенную чувствительность к острым кромкам, надрезам и трещинам.

Хвостовая часть СЧК расположена за II лонжероном и состоит из двух частей: внутренней и внешней. Обшивка и зашивка выполнены из материала Д16АТ л. 1,0, законцовочный профиль из материала МА-8. Внутренняя хвостовая часть расположена между бортом фюзеляжа и гондолой шасси. Внешняя хвостовая часть находится за II лонжероном между гондолой шасси и нервюрой № 15. Хвостовая часть ОЧК расположена за II лонжероном и состоит из верхней и нижней обшивок.

Технические условия на эксплуатацию

Центроплан. На обшивках верхних панелей центроплана из материала В95АТН допускаются незначительные повреждения следующего

характера: царапины, риски, забоины глубиной до 4% толщины обшивки, длиной не более 100 мм в поперечном направлении и глубиной до 7% толщины обшивки, длиной до 150 мм в продольном направлении не более 3 шт. на 1 м² площади.

На обшивках нижних панелей центроплана из материала Д16АТ допускаются царапины, забоины, риски глубиной до 7% толщины обшивки, длиной не более 100 мм в поперечном направлении и глубиной до 10% толщины обшивки, длиной не более 150 мм в продольном направлении, не более 3 шт. на 1 м² площади.

При обнаружении рисок, царапин и забоин на стрингерах верхних или нижних панелей, стенках и стойках нервюр руководствоваться соответственно допусками, указанными выше.

Средняя и отъемная часть крыла. На обшивках верхних панелей (рис. 22, 24) из материала В95АТ1СВ (В95АТ1В) допускаются незначительные повреждения следующего

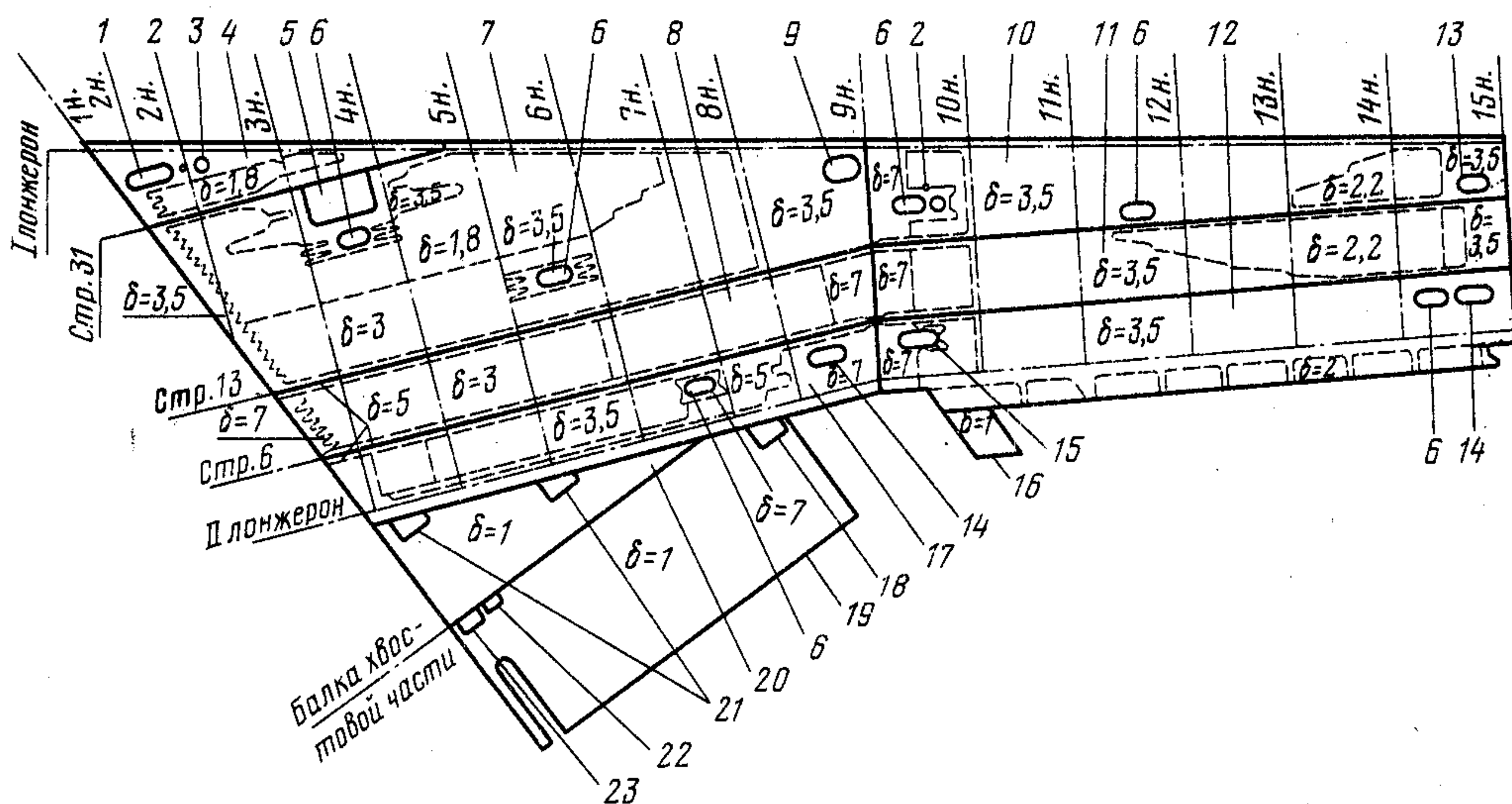


Рис. 22. Схема раскроя, толщин обшивок и расположения люков на верхних панелях СЧК: 1, 5, 6, 9, 13, 14, 15, 18, 21, 22, 23 — крышки люков; 4, 10, 12, 17 — обшивка В95АТ1СВ; 2 — болт; 3 — пробка заливной горловины; 7 — обшивка 1-й технологической панели; 8 — обшивка 1-й съемной панели; 11 — обшивка 2-й съемной панели; 16 — обшивка внешней хвостовой части Д16АТВ; 19 — обшивка внутренней хвостовой части за балкой Д16АТ; 20 — обшивка внутренней хвостовой части за II лонжероном Д16АТВ

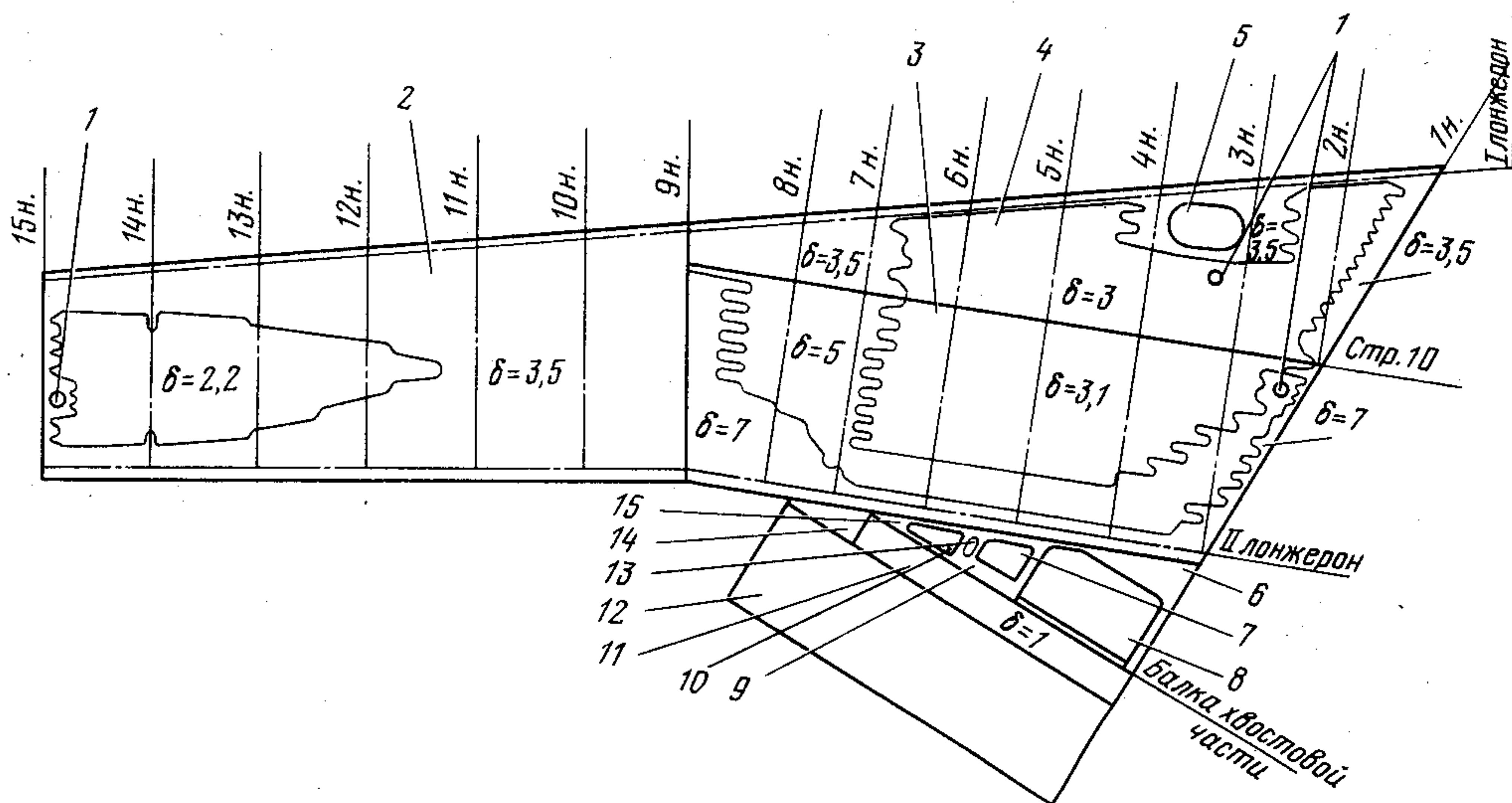


Рис. 23. Схема раскроя, толщин обшивок и расположения люков на нижних панелях СЧК:
 1 — клапан слива; 2, 3, 4 — обшивка Д16АТВ; 5 — топливный подкачивающий насос; 6, 9, 11 — нижняя обшивка Д16АТВ;
 7, 8, 10 — крышки; 12, 13, 14, 15 — зашивки

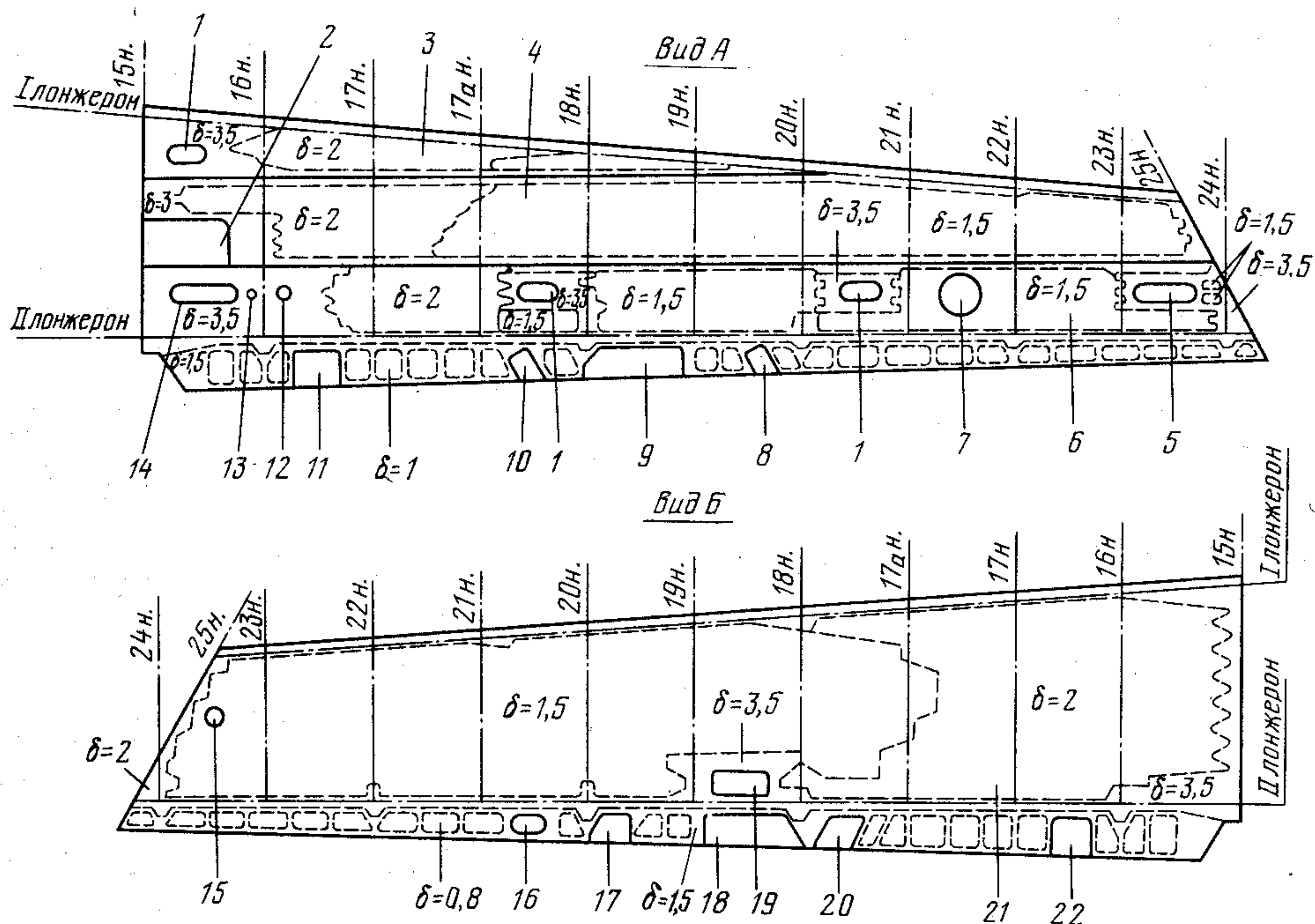


Рис. 24. Схема раскроя, толщин обшивок и расположения люков на верхних и нижних панелях ОЧК:

Вид А — сверху; Вид Б — снизу;
 1, 2, 5, 7, 9, 11, 14, 16, 17, 18, 19, 20, 22 — крышки люков; 3, 4, 6, 21 — обшивки; 8, 10 — шторки; 12 — пробка заливной горловины; 13 — болт; 15 — клапан слива

характера: царапины, риски, забоины глубиной до 5% толщины обшивки, длиной не более 100 мм в поперечном направлении и глубиной до 8% толщины обшивки, длиной до 150 мм в продольном направлении, не более трех штук на 1 м² площади. Допускаются плавные вмятины глубиной до 2 мм.

На обшивках нижних панелей (рис. 23, 24) из материала Д16АТНВ допускаются царапины, забоины, риски глубиной до 7% толщины обшивки, длиной не более 100 мм в поперечном направлении и глубиной до 10% толщины обшивки, длиной не более 150 мм в продольном направлении, не более 3 шт. на 1 м² площади. Допускаются плавные вмятины глубиной до 2 мм.

При обнаружении рисков, царапин и забоин на стрингерах верхних и нижних панелей, стенках и стойках нервюр руководствоваться соответственно допусками, указанными в пп. 1 и 2.

Съемные носки крыла. На обшивках съемных носков допускаются: царапины, задиры, следы местной коррозии, риски глубиной не более 0,2 мм, длиной до 200 мм не более 4 шт. на носок.

Допускаются надрывы и забоины по кромкам носков до 3 мм.

Допускается незначительная выработка отверстий крепления носков к I лонжерону крыла. При этом западание головки контрольного болта допускается по всей поверхности до 0,2 мм, а у 10% отверстий (от общего числа) — до 0,3 мм. На диафрагмах носков допускаются риски, царапины глубиной до 0,2 мм.

На окантовках лючков допускаются трещины длиной до 5 мм, засверленные сверлом Ø 3 мм с покрытием оголенных мест грунтом ФЛ-086.

На обшивке длиной не более шага заклепок рядом расположенного заклепочного шва допускаются трещины, засверленные сверлом Ø 2 мм с покрытием оголенных мест грунтом ФЛ-086.

На обшивке допускаются плавные вмятины глубиной до 2 мм.

На обшивке носков допускается гофр от перегрева высотой до 5 мм.

Допускается ослабление и выпадение до 10% заклепок в шве, но не более трех заклепок подряд.

Допускается выступание крышек лючков против потока на высоту не более 0,5 мм.

Обшивка и зашивка хвостовой части крыла. На обшивке и зашивке хвостовой части крыла допускаются: царапины, риски и забоины глубиной до 0,2 мм и длиной до 150 мм, вмятины глубиной до 3 мм не более 1 шт. на участке между соседними диафрагмами.

Допускаются засверленные сверлом Ø 2 мм трещины длиной не более шага заклепок рядом расположенного заклепочного шва.

На законцовочном профиле допускаются: царапины глубиной до 0,5 мм длиной до 50 мм, но не более 3 шт. на 1 пог. м, забоины на задней кромке глубиной до 5 мм, но не более 2 шт. на погонный метр, поверхностная коррозия глубиной до 8% толщины детали с числом очагов коррозии не более двух на 1 пог. м.

Концевой обтекатель крыла. На обшивке концевого обтекателя допускаются: царапины, забоины, потертости глубиной не более 0,15 мм и плавные вмятины глубиной до 3 мм на площади не менее 4 см².

Лонжероны крыла. На стенках лонжеронов допускаются забоины, царапины, риски глубиной до 8% толщины стенки (в соответствующем месте) и длиной до 150 мм.

На поясах лонжеронов ОЧК и переднем лонжероне СЧК допускаются: забоины глубиной до 10% толщины полки, царапины и риски вдоль размаха длиной до 150 мм и глубиной до 10% толщины полки, поперечные царапины и риски только на одной полке (вертикальной или горизонтальной) глубиной до 8% толщины полки, зачистка которых до плавных переходов не повлечет за собой уменьшение площади

поперечного сечения пояса более чем на 3—5%.

На поясах заднего лонжерона СЧК допускаются: забоины, царапины, риски длиной до 100 мм вдоль размаха и глубиной до 8% толщины полки, поперечные царапины на одной полке глубиной до 5% толщины полки, после зачистки которых площадь поперечного сечения уменьшится не более чем на 3%.

При повреждении крыла в районе поясов и при повреждении самих поясов проверить их на наличие микротрещин с помощью лупы 4—5-кратного увеличения или методом цветной дефектоскопии. Особенно тщательно проверить на наличие микротрещин пояса из материала В95.

Допустимые зазоры между агрегатами механизации крыла. Щель между закрылками и шторками в убранном положении закрылков должна быть (4^{+3}) мм и полностью перекрываться уплотнительным резиновым профилем, обжатие которого должно соответствовать (3 ± 1) мм.

Зазор между роликами шторок и конструкций закрылков должен быть не менее 3 мм. Расстояние от точки касания ролика до края направляющего профиля вдоль всей траекто-

рии обкатки ролика по всем направляющим должно быть не менее 4,5 мм.

Зазор между роликовыми направляющими и ребрами шторки, а также между дефлектором и конструкцией шторки в убранном положении закрылка должен быть не менее 2 мм.

«Ножницы» между надстройкой на гондоле шасси под закрылок и закрылком должны быть не более 2 мм.

«Ножницы» между зализом фюзеляжа и закрылками должны быть не более 4 мм.

При любом положении внешнего закрылка зазор между закрылком и гондолой шасси должен быть не менее 20 мм; для внутреннего закрылка — не менее 10 мм.

Щель между законцовкой интерцептора и закрылком в убранном положении закрылка должна быть (5 ± 2) мм.

Зазор между интерцептором и внутренним элероном в любом положении этих агрегатов должен быть не менее 5 мм. При этом в нейтральном положении местный зазор должен быть не более 40 мм.

Щель между крылом и элероном, между триммером и элероном должна быть (5 ± 1) мм. Зазор (щель) замерять между обшивками. Зазор

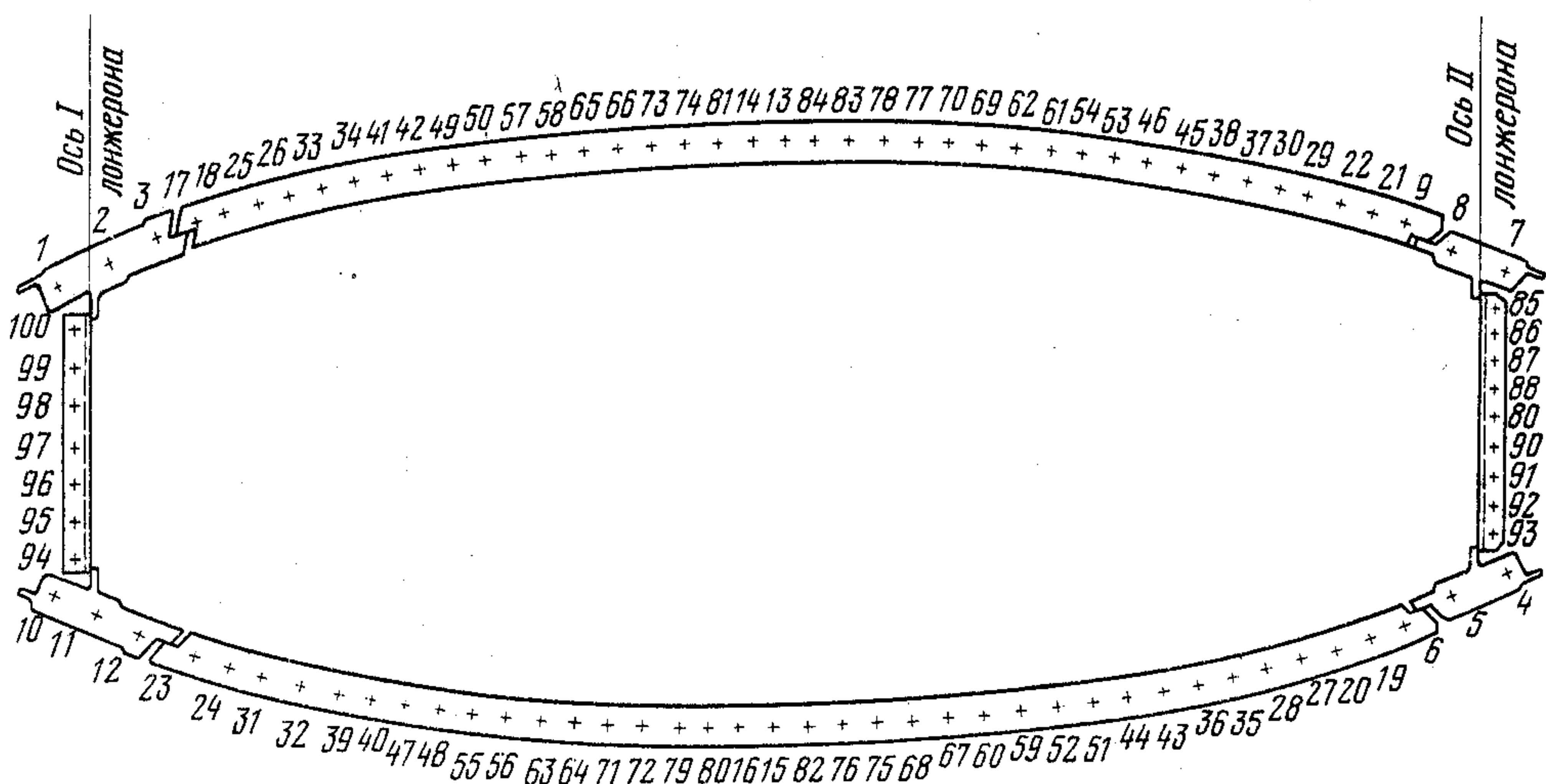


Рис. 25. Порядок установки болтов и затяжки гаек по нервюре № 1 (вид на СЧК)

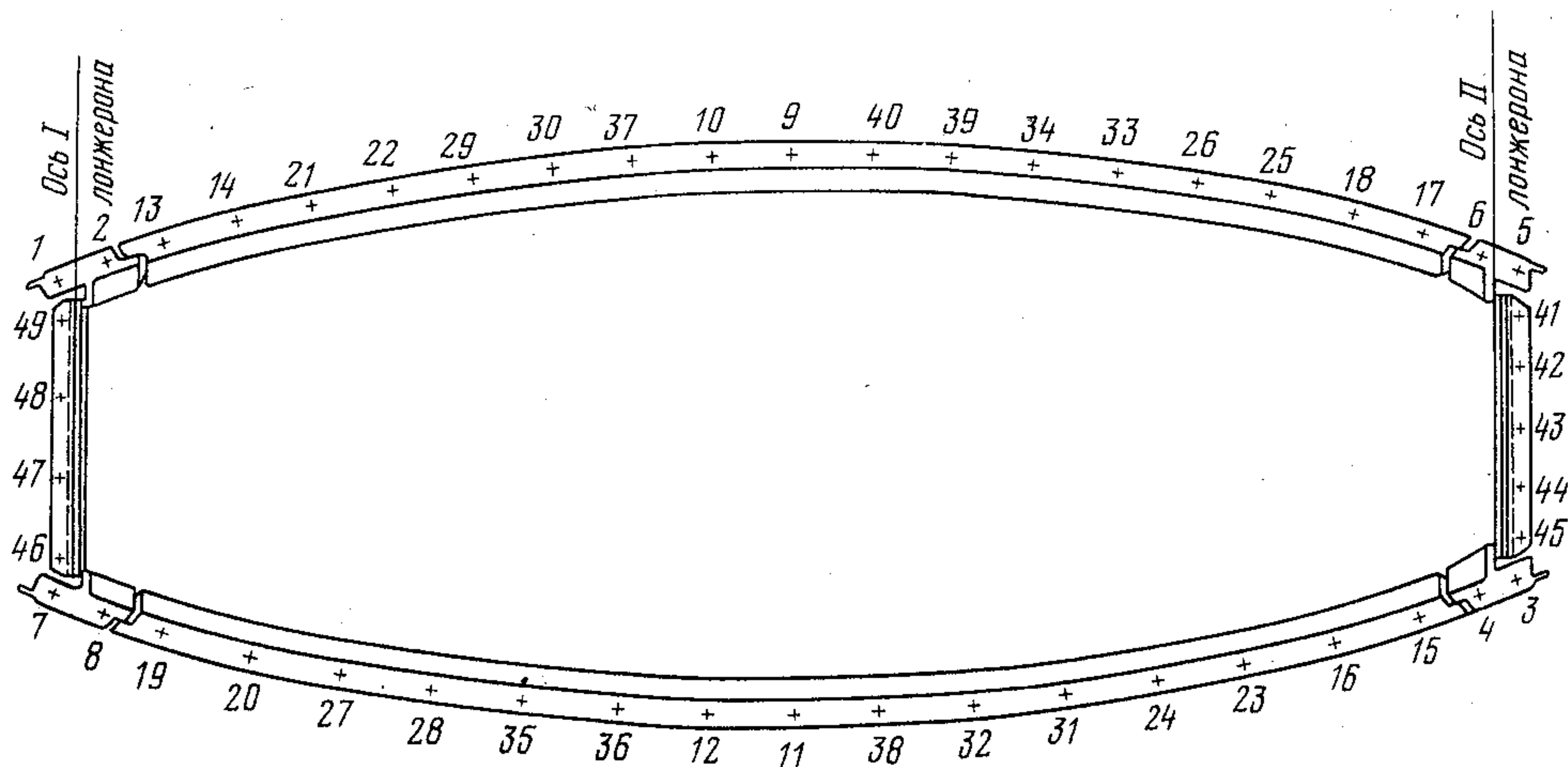


Рис. 26. Порядок установки болтов и затяжки гаек по нервюре № 15 (вид на ОЧК)

между головками болтов и носком элерона должен быть не менее 1,5 мм.

«Ножницы» между задней кромкой элерона и концевым обтекателем должны быть не более 4 мм, между элероном и закрылком допускаются до 2 мм.

«Ножницы» между триммером и элероном допускаются не более 2 мм.

Зазор между элероном и концевым обтекателем ОЧК в плане и во всех промежуточных положениях должен быть (10 ± 3) мм.

Зазор между элеронами в нейтральном положении должен быть (10 ± 2) мм.

Зазор между элероном и закрылком в нейтральном положении должен быть (15 ± 2) мм и в любом положении не менее 10 мм.

Ширина щели между хвостиком крыла (интерцептором) и дефлектором закрылка при отклонении внутренних закрылков на угол 38° , замеренная по торцам закрылков в плоскости полета, должна быть от (85 ± 2) мм до (93 ± 2) мм.

Порядок установки болтов по разъемам крыла. При монтаже СЧК и ОЧК необходимо руководствоваться порядком установки болтов по разъемам крыла, указанным на рис. 25 и 26, где цифры указывают

последовательность затяжки гаек.

При стыковке частей крыла моменты затяжки болтовых соединений должны выбираться в соответствии с табл. 8.

Порядок монтажа верхних съемных панелей крыла. При монтаже верхних съемных панелей крыла, крышек отсеков и лючков, где име-

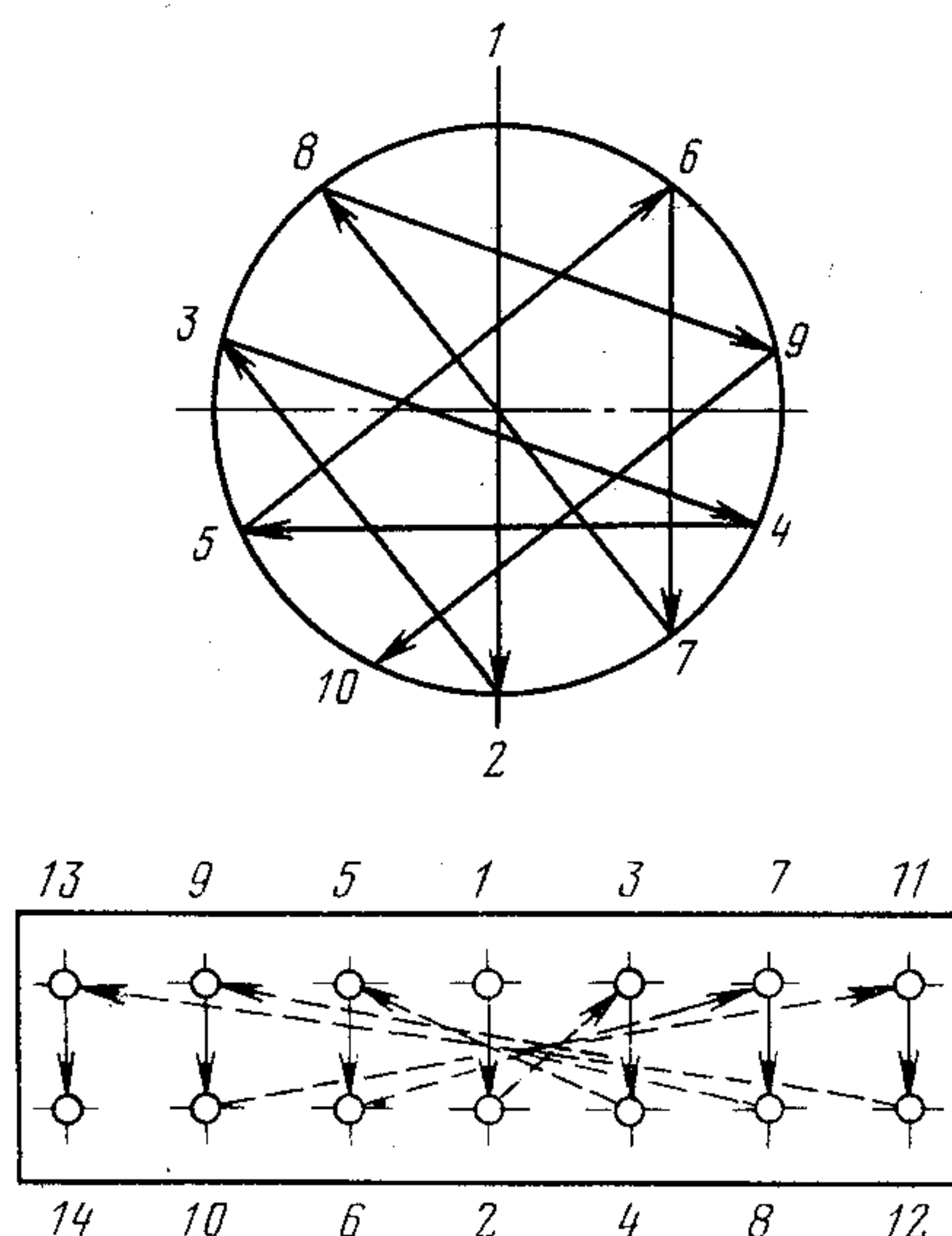


Рис. 27. Схема порядка затяжки винтов панелей и крышек отсеков крыла

Таблица 8

Место установки болтов	Диаметр болта, мм	Материал болта и гайки	σ , кг/мм ²		$M_{кр}$ затяжки, кгс·см
			для болта	для гайки	
Стык крыла с центропланом по верхней гребенке.	10	40ХНМА-К14 30ХГСА-К-26	105—120	100 ± 10	310 ± 31
	12	40ХНМА-К16 30ХГСА-К30			575 ± 58
	16	40ХНМА-К20 30ХГСА-К30			1430 ± 143
	18	40ХНМА-К-22 30ХГСА-К40			2050 ± 205
Стык крыла с центропланом по нижней гребенке	24	40ХНМА-К30 30ХГСА-К42	105—120	100 ± 10	4850 ± 485
	22	40ХНМА-К28 30ХГСА-К45			3750 ± 375
	16	40ХНМА-К20 30ХГСА-К30			1430 ± 143
	14	40ХНМА-К18 30ХГСА-К-28			960 ± 96
	12	40ХНМА-К16 30ХГСА-К30			575 ± 58
Стык крыла с центропланом по верхним торцовым фитингам I лонжерона	12	40ХНМА-К16 30ХГСА-К30	105—120	100 ± 10	575 ± 58
	10	40ХНМА-К14 30ХГСА-К-26			310 ± 31
Стык крыла с центропланом по нижним торцовым фитингам I лонжерона	14	40ХНМА-К18 30ХГСА-К28	105—120	100 ± 10	960 ± 96
	12	40ХНМА-К16 30ХГСА-К30			575 ± 58
Стык крыла с центропланом по верхним торцовым фитингам II лонжерона	20	40ХНМА-К25 30ХГСА-К38	105—120	100 ± 10	2850 ± 285
Стык крыла с центропланом по нижним торцовым фитингам II лонжерона	27	40ХНМА-К36 30ХГСА-К50	105—120	100 ± 10	6720 ± 672
Стык крыла с центропланом по стойке I лонжерона	12	30ХГСА	120 ± 10	100 ± 10	575 ± 58
	12	30ХГСА 30ХГСА 30ХГСА			
Стык крыла с центропланом по стойке II лонжерона	8	30ХГСА 30ХГСА	120 ± 10	100 ± 10	155 ± 15
	8	30ХГСА 30ХГСА			155 ± 15
Стык средней части крыла с отъемной по верхней гребенке	10	40ХНМА-К14	105—120	100 ± 10	310 ± 31
	12	40ХНМА-К16			575 ± 58
Стык средней части крыла с отъемной по нижней гребенке	14	40ХНМА-К18	105—120	100 ± 10	960 ± 96
Стык средней части крыла с отъемной по верхним фитингам I лонжерона	12	40ХНМА-К16	105—120	100 ± 10	575 ± 58
	10	40ХНМА-К14			310 ± 31
Стык средней части крыла с отъемной по нижним фитингам I лонжерона	16	40ХНМА-К20	105—120	100 ± 10	1430 ± 143
	14	40ХНМА-К18			960 ± 96

Место установки болтов	Диаметр болта, мм	Материал болта и гайки	σ, кг/мм ²		M _{кр} затяжки, кгс·см
			для болта	для гайки	
Стык средней части крыла с отъемной по верхним фитингам II лонжерона	12	40ХНМА-K16	105—120	100 ± 10	575 ± 58
	14	40ХНМА-K18			960 ± 96
Стык средней части крыла с отъемной по нижним фитингам II лонжерона	14	40ХНМА-K18	105—120	100 ± 10	960 ± 96
	20	40ХНМА-K25			2850 ± 285
Стык средней части крыла с отъемной по стойке I лонжерона	8	30ХГСА	120 ± 10	100 ± 10	155 ± 15
Стык средней части крыла с отъемной по стойке II лонжерона	8	30ХГСА	120 ± 10	100 ± 10	155 ± 15

ется большое число винтов, необходимо придерживаться определенной последовательности по их установке и затяжке. Затяжку рекомендуется производить постепенно, равномерно и крест-накрест по схеме, указанной на рис. 27. На винты перед их установкой необходимо надеть резиновые уплотнительные кольца. Несоблюдение этих рекомендаций может привести к негерметичности соединений и деформации панелей. Монтаж и демонтаж верхних съемных панелей рекомендуется производить при разгруженном крыле (слитом топлива).

Допустимая негерметичность кессон-баков. В процессе эксплуатации самолета вся поверхность кессон-баков подлежит визуальному осмотру перед и после полета с целью выявления недопустимой течи топлива. Допустимая негерметичность кессон-ба-

ков определяется по табл. 9, где цифры означают:

- 1 — эксплуатацию продолжать; следить, чтобы течь не прогрессировала; устранение производить при выполнении регламентных работ;
- 2 — эксплуатацию продолжать; следить, чтобы течь не прогрессировала; устранение производить на стоянке самолета между полетами или в период выполнения регламентных работ;
- 3 — эксплуатацию продолжать после устранения течи и доводки ее до состояния 1 или 2.

Технические условия на текущий ремонт

1. При ремонте необходимо руководствоваться общими техническими условиями на текущий ремонт планера.

Таблица 9

Место расположения течи	Запотеивание	Пятно с растеканием	Просачивание	Утечка	Течь
Внешняя поверхность изделия, обдуваемая потоком, где не накапливается топливо (например, нижние и верхние панели крыла)	1	1	2	3	3
Места конструкции, полуventedилируемые (участки крыла перед передним и за задним лонжеронами)	1	2 не более двух мест	3	3	3
Внутренний отсек, неventedилируемый, где может накапливаться топливо в результате течи (негерметический отсек, примыкающий к кессону)	2	3	3	3	3

2. Первая зона с повышенными требованиями к качеству поверхности распространяется от передней кромки крыла на верхней и нижней поверхностях до II лонжерона. Остальная часть поверхности крыла относится ко второй зоне.

3. Уступы на стыках листов, лючков и съемных панелей поперек потока должны быть не более 0,3 мм как в первой, так и во второй зонах. Для стыков, идущих вдоль потока, уступы должны быть не более 0,5 мм в первой зоне и не более 0,8 мм во второй зоне.

4. Уступы на поверхности крыла при стыковке центроплана, отъемной части крыла и концевого обтекателя должны быть не более 1,5 мм.

5. Уступы по стыку съемных заливов крыла у фюзеляжа и гондол шасси должны быть не более толщины материала зализа, а кромка зализа должна иметь с наружной стороны фаску шириной не менее 5 мм для $S > 1,5$ мм и не менее 3 мм для $S < 1,5$ мм, уменьшающую уступ до 0,5—0,2 мм.

6. Плавные отклонения от теоретических поперечных обводов крыла допускаются в пределах ± 1 мм для первой зоны и в пределах ± 2 мм для второй зоны. Разрешаются местные отклонения от теоретических обводов ОЧК $\pm 1,5$ мм до 10% поверхности и ± 2 мм до 5% для первой зоны, и $\pm 2,5$ мм до 5% поверхности второй зоны.

7. На всей поверхности крыла, включая поверхность элеронов и закрылков, местные волны, образуемые плавными отклонениями, могут иметь относительную высоту не более 0,002 от их длины для первой зоны и не более 0,005 от их длины для второй зоны.

8. Выступание и западание контура носка элерона, закрылка, триммера и интерцептора относительно крыла допускается ± 1 мм и остальной поверхности ± 2 мм. Отклонение кромки хвостовой части крыла от теоретических обводов не должно выходить за пределы ± 2 мм и пря-

молинейность кромки с плавным переходом на длине 350 мм — ± 3 мм.

9. Разрешается западание или выступание съемной панели относительно верхних панелей СЧК на 0,6 мм и местное — до 0,8 мм на длине 300 мм с плавным выходом.

10. На концевом обтекателе по стыку обшивки со стеклом допускаются плавные впадины до 0,3 мм.

11. Нижний контур шторок может иметь ступеньки: между шторками, шторками и закрылками, шторками и зализом гондолы шасси, шторками и элероном до 4 мм.

12. Несоосность петель интерцептора допускается до 1 мм. Осевой люфт интерцептора допускается не более 0,5 мм.

13. При текущем ремонте сохранять зазор между обшивкой носков крыла и гофром не менее 4 мм.

14. Не уменьшать площадь обогрева обшивки носков крыла горячим воздухом.

15. Зазоры в стыках обшивок носков крыла и ремонтных деталей (накладок) должны быть не более 0,3 мм.

Текущий ремонт

Обработка допустимых механических повреждений крыла. Допустимые техническими условиями на эксплуатацию крыла механические повреждения (царапины, забоины) рекомендуется обрабатывать согласно «Рекомендациям по обработке царапин и забоин на обшивках фюзеляжа» с последующей полировкой участков поврежденной поверхности до шероховатости поверхности не ниже 7-го класса и восстановлением лакокрасочного покрытия.

Герметизация съемных носков крыла. Очистить от загрязнений места сопряжения поверхностей полочки лонжерона, съемного и стыкового носков и протереть дважды салфеткой, слегка смоченной бензином.

Нанести кистью разделительный слой на полочку лонжерона и на

поверхность съемного носка — в местах сопряжения со стыковым носком. Сушить нанесенный слой 30 мин.

Разделительный слой рекомендуется для облегчения демонтажа. Для получения разделительного слоя может быть использован раствор каучука полиизобутилена в бензине концентрации 1 : 10 или раствор сырой смеси резины 14Р-2 в бензине концентрации 1 : 10.

На подготовленные обезжиренные поверхности съемного и стыкового носков нанести шпателем пастообразный герметик УТ-32 (Ш) (ускоренный) слоем не более 0,5—0,8 мм.

Прочистить шилом болтовые отверстия от герметика и с противоположной стороны удалить его салфеткой.

В течение 1—2 ч (считая с момента приготовления герметика) установить на крыло съемный носок, стыковой носок и закрепить болтами. Выдерживать в сборе 72 ч. Демонтировать носки, удалить следы выдавившегося герметика в виде «слезок» из-под гаек и срезать осторожно ножом лишний буртик по месту соединения. Для определения качества герметизации произвести дождевание носка крыла и лючков в течение 10 мин водой из шланга или лейки. Разность температур воды для дождевания и окружающего воздуха не должна превышать 15°C.

Герметизация топливных кессон-баков. В процессе эксплуатации самолета может снижаться герметичность отдельных мест топливных кессон-баков, что выражается в появлении течей топлива различной интенсивности. Возможные случаи негерметичности кессон-баков (типовые): по отдельным заклепкам; по отдельным болтам (несъемным); по съемным (отдельным или группе) болтам крепления съемных панелей и люков, обтекателей гондол шасси, аэродинамических гребней; по коммуникациям и агрегатам топливной системы (клапанам, насосам, датчикам, патрубкам и пр.); по продольным и поперечным стыкам обшивок;

по угловым швам; по крышкам технологических люков на нервюрах №№ 1, 15 и 25; по фланцам крепления агрегатов топливной системы; по местам крепления узлов, работающих при больших концентрациях нагрузок (узлы крепления шасси, рельсов, навески элеронов и пр.).

Способ устранения негерметичности определяют по характеру и месту течи.

При этом необходимо придерживаться следующего порядка.

Точно или ориентировочно определить место, из которого можно ожидать в данном случае просачивание топлива.

По возможности освободить подходы к месту промежуточного дефекта, убрать снаружи топливо ветошью, а затем протереть салфеткой, слегка смоченной бензином Б-70 или БР-1.

Определить точное место течи и интенсивность ее.

Пленка герметика УТ-32, нанесенная по всей поверхности кессон-бака, имеет длительную работоспособность и в полной замене не нуждается. Ремонту подлежат только отдельные участки поврежденной пленки.

Подготовка к текущему ремонту кессон-баков. Работы по восстановлению полной герметичности кессон-баков производить со снятием съемных панелей или отстыковкой агрегатов крыла (СЧК или ОЧК). Работы выполняются при длительной стоянке самолета (не менее трех суток). Перед началом работы занести в дефектные ведомости места течей и слить топливо из всех съемных емкостей топливной системы. Снять съемную панель на кессон-баке, подлежащем ремонту. Удалить остатки топлива. Осмотреть всю внутреннюю поверхность кессон-бака для выявления дефектов пленки герметика (пузыри, вздутия, отслоения, обрывы, раковины и пр.). Отмеченные недостатки внести в схему или дефектную ведомость. Все работы по восстановлению герметичности кессон-баков

рекомендуется производить в ангаре при температуре воздуха 10—25°С.

Испытание на герметичность топливом производить не раньше чем через 36 ч после нанесения последнего слоя герметика.

Устранение течей по отдельным заклепкам. Обрезать герметик по месту течи зоной радиусом 30—40 мм вокруг дефектных заклепок. Высверлить дефектные заклепки. Разделать отверстия под болты второго класса следующего диаметра либо под спецболты (если позволяет перемычка). Удалить стружку и обрезку герметика. Обезжирить дважды место доработки бензином БР-1 или Б-70 и просушить 15—20 мин. Установить взамен заклепок болты на свежем герметике У-30МЭС-10 (Ш) или УТ-32 (Ш). В пакетах переменной высоты под гайку ставить клиновидную шайбу.

В местах доработок выполнить двукратную кистевую промазку герметиком УТ-32 (К) с перекрытием старого герметика на 40—50 мм, первый слой сушить 2—3 ч, второй — 6 ч.

Устранение течей по отдельным, несъемным болтам. Очистить вокруг дефектного болта герметик радиусом 30—40 мм (в том числе и по соседним болтам). Снять болт, замерить диаметр отверстия (при необходимости разделать его на 0,2 мм полнее номинального размера, обеспечивая посадки Пл), обезжирить место доработки бензином БР-1 или Б-70 и просушить 15 мин. Вновь установить болт, смазав цилиндрическую часть болта свежим герметиком У-30МЭС (Ш) или УТ-32 (Ш) и заложив герметик под шайбу. Если отверстие раздывалось до $d_{\text{ном}} + 0,2$ мм, то ставить спецболт с диаметром цилиндрической части на 0,2 мм больше. Произвести дополнительную подтяжку соседних болтов. В местах доработок выполнить двукратную кистевую промазку герметиком УТ-32 (К) с перекрытием старого герметика на 40—

50 мм, первый слой сушить 2—3 ч, второй — 6 ч.

Устранение дефектов герметизации по съемным панелям, люкам (на панелях), аэродинамическим гребням и контуру крепления обтекателя гондол шасси. При выполнении этой работы съемная панель на дорабатываемом кессонбаке должна быть снята. Снять также соответствующие аэродинамические гребни и обтекатели гондол шасси. Проверить чистоту колпачковых анкерных гаек. Если в колпачках обнаружен герметик, его следует удалить при помощи сверла с затупленной режущей кромкой. Самым тщательным образом осмотреть состояние пленки герметика по колпачкам (пузыри, вздутия, отслоения, подрывы), обратив особое внимание на те из них, в которых был обнаружен герметик. Если при осмотре колпачков обнаружены срывы их с заклепок, прогибы фланцев или сквозные проколы, то эти колпачки подлежат обязательной замене.

При проверке колпачков в местах крепления аэродинамических гребней и обтекателей, гондол шасси герметик с колпачка и в радиусе 20—30 мм по месту течи должен быть снят.

В том случае, когда съемная панель установлена на резиновой прокладке (ОЧК), следует проверить качество приклейки резины и соответствие пакетов по гребенкам. Допустимые зазоры между панелью и привалочной поверхностью кессона 0,2—0,3 мм. Очистить съемную панель от стружки, обрезков герметика и других загрязнений. Протереть салфеткой, слегка смоченной бензином. В тех местах, где при контроле или доработках было обнаружено нарушение поливной пленки герметика УТ-32 (серого цвета), произвести восстановление ее следующим образом: обезжирить дважды место доработки бензином БР-1 или Б-70. Просушить 15 мин после каждого обезжиривания; вы-

полнить двукратную кистевую промазку герметиком УТ-32 (К) с перекрытием старого герметика на 40—50 мм. Сушить первое покрытие 2—3 ч, второе — 6 ч. Установку съемных панелей производить после устранения всех остальных дефектов кессон-баков.

Устранение течей по лючкам и заглушкам. Снять заглушку или крышку люка. Отслоить резиновую прокладку, очистить привалочную поверхность крышки от остатков герметика и подогнать по месту новую прокладку из топливостойкой резины, либо очистить от завулканизировавшегося герметика старую. Закрепить прокладку по контуру клеем 88НП или 88Н и пробить отверстия под болты. После пробивки отверстий с металла и резины смыть клей бензином. Дважды обезжирить бензином Б-70 или БР-1 привалочную поверхность крышки люка и резиновую прокладку. Сушить после каждого обезжиривания 15 мин. Нанести на металл по ширине прилегания резиновой прокладки слой герметика УТ-32 (Ш) толщиной 0,5—0,8 мм. Наложить резиновую прокладку на место и прижать по всему контуру. Вставить в отверстия болты и установить заглушку или крышку люка на место. Произвести предварительную подтяжку (неполную), следя за тем, чтобы резина выдавливалась из зазора не более чем на 1 мм. Подтяжку производить при помощи пневмогайковерта. После подвулканизации герметика (после того, как он уже потерял липкость и стал мягким и пластичным) произвести окончательную подтяжку болтов вручную.

Устранение течей по агрегатам топливной системы. Демонтировать агрегат. Осмотреть качество резиновых прокладок и мест их прилегания в посадочных гнездах. На поверхностях металла по контуру герметического соединения не должно быть забоин, заусенцев, глубоких рисок, царапин. Проверить

прилегание тарелок клапанов к опорной поверхности. В случае отступления от норм, соответствующих техническим условиям, клапан подлежит замене. Установить агрегат на место. При установке использовать только новые резиновые уплотнения. Наживить все болты. Для равномерной осадки агрегата в посадочное гнездо болты подтягивать в несколько переходов, постепенно увеличивая крутящий момент. Рекомендуются подтяжку производить перекрестно — диаметрально противоположных пар болтов. Герметичность установки агрегата проверить при общем испытании кессон-баков.

Устранение течей по стыкам обшивок, по угловым стыкам, по фланцам крепления агрегатов. Герметические швы продольных и поперечных стыков обшивок и угловых стыков конструкции кессон-баков работают в сравнительно более жестких условиях, чем другие типы соединений на кессон-баках, поэтому в случае нарушения герметичности в этих местах доработка их должна выполняться с особой тщательностью и эффективными способами.

Определить характер дефекта: освободить подходы к месту течи снаружи кессона и при необходимости внутри;

осмотреть внутри кессона поверхность герметика. При осмотре использовать зеркало и переносную взрывобезопасную лампу;

определить точное место течи внутри кессона путем продува сжатым воздухом $p = 1 \div 4$ кгс/см². Для этого к месту выхода течи снаружи кессона прижать конец резинового шланга (без металлического наконечника) и продуть воздухом для определения характера течи; на предполагаемые места течей внутри кессона нанести мыльную пену;

расчистить герметик в районе обнаруженного выхода воздуха внутри кессона (или на месте возможного выхода) и еще раз продуть воздухом для определения характера течи;

проверить качество прилегания элементов пакета и затяжку болтов.

Если в пакете имеется зазор (даже заполненный герметиком), превышающий допуск 0,3 мм, необходимо решение компетентной службы о целесообразности установки прокладки. После окончания проверок мыльную пену тщательно смыть водой и просушить пленку при помощи салфеток.

Если при проверке дефектного места воздухом выход воздуха обнаруживается из-под элемента конструкции шире 30 мм или на участке шва длиной более 10 мм, или имеется точечный выход большой интенсивности, то это указывает на серьезные нарушения внутришовной герметизации и требует разборки соединения для ее восстановления.

Если размеры деталей, входящих в соединение, не позволяют выполнить полную разборку, то следует расшить шов на длине 100—150 мм влево и вправо от места течи, поднять при помощи отверток обшивку и удалить из шва старый герметик.

Проверить диаметры отверстий и, если они выходят из допусков, развернуть под заклепки или болты следующего диаметра при условии соблюдения минимальной перемычки. При необходимости изготовить и подогнать по месту прокладки.

После разборки соединения очистить сопрягаемые поверхности деталей от завулканизировавшегося герметика и протереть салфеткой, смоченной бензином. Просушить на открытом воздухе 15 мин. В тех местах, где произведена неполная разборка, сушить необходимо продувом чистого теплого воздуха или дать выдержку 30—60 мин. В особо сложных случаях обезжиривание разрешается не производить.

На сопрягаемые поверхности деталей нанести шпателем или нащипцевать герметик У-30МЭС-10 (Ш). Толщина слоя герметика — не менее 0,5 мм (оптимально 0,5—0,8 мм).

Собрать пакет на контрольные болты и проверить непрерывность выдавившегося герметика по всему периметру шва. Если валик местами прерывается, пакет разобрать и повторно нанести герметик.

Заклепать доработанный шов или установить снятые болты (в случае доработки отверстий — болты большего диаметра), смазав тело болта и заложив под шайбу герметик У-30МЭС-10 (Ш).

Сразу же после клепки выдавившийся из шва герметик внутри кессона заправить шпателем в жгутик, а снаружи удалить герметик салфеткой, слегка смоченной бензином. Дать выдержку для подвулканизации герметика 2—3 ч до потери липкости.

Все доработанное место внутри кессона дважды промазать кистевым раствором герметика УТ-32 (К) с перекрытием старого герметика на 40—50 мм на сторону; первый слой сушить 2—3 ч, второй слой — 6 ч.

При отсутствии дефектов в пакете (перекосов, больших зазоров) и при течи небольшой интенсивности после выполнения операций по п.1 и обезжиривания бензином разрешается течь устранить путем прокладки по периметру шва жгутика У-30МЭС-10 (Ш) с последующей двукратной кистевой промазкой. Герметичность проверить при общем испытании кессона.

Устранение течей по силовым узлам. Течи в местах крепления подкосов и стоек шасси, узлов навески закрылков, элеронов устраняются в следующем порядке.

Перед тем как приступить к устранению дефекта, необходимо:

осмотреть качество поливной пленки герметика по месту крепления, узла внутри кессона;

очистить герметик и проверить затяжку болтов тарированным ключом;

определить качество прилегания элементов пакета при помощи щупа, зазор может быть не более 0,2 мм.

В зависимости от отмеченных недостатков дефект устранить зашприцовкой герметика У-30МЭС-10 (Ш)

или УТ-32 (Ш), установкой клиновидных прокладок, подтяжкой или переустановкой болтов на свежем герметике У-30МЭС-10 (Ш). После устранения дефектов восстановить поверхностную герметизацию прокладкой жгутиков У-30МЭС-10 (Ш) по контуру узла (внутри кессона) и двукратной кистевой промазкой. Проверку на герметичность провести при общем испытании кессона, но не раньше чем через 6 ч после нанесения последнего слоя герметика.

Устранение течей по торцевым нервюрам. При выполнении работ, перечисленных ниже, съемные панели на агрегатах должны быть установлены полностью на все болты.

Если в процессе эксплуатации изделия наблюдается систематическое просачивание топлива из-под нижних стыковых лент по технологическим разъемам агрегатов СЧК с центропланом (нервюра № 1), СЧК с ОЧК (нервюра № 15) и по законцовке крыла (нервюра № 25), то это указывает на следующие дефекты:

а) нарушение герметичности по стенке соответствующей нервюры (в заклепочных и болтовых швах, технологических люках, заглушках);

б) течь по соединениям трубопроводов топливной системы;

в) затекание и накопление в межнервюрном пространстве топлива при разливе его в процессе заправки или при течи по верхней панели у стыковых нервюр. Ввиду того, что между нервюрами находится замкнутый невентилируемый объем, попавшее в него топливо может продолжительное время сочиться из стыка.

Убедиться, что течь по разъему агрегатов не носит временный характер и не является следствием неаккуратной заправки самолета. Для этого необходимо снять стыковые ленты, протереть пояса нервюр (гребенки) салфеткой, после чего заправить полностью кессон-бак топливом и дать выдержку 6—12 ч.

Если течь подтвердилась, слить из кессон-бака топливо, выставить самолет на подъемниках, подвести

под агрегат спецтележку с ложементами регулируемой высоты и отстыковать агрегат (по нервюре № 25 снять концевой обтекатель).

Осмотреть нервюру и занести обнаруженные дефекты в ведомость и схему. Протереть стенку нервюры салфеткой, слегка смоченной бензином, и покрыть ее меловым раствором. Дать выдержку до полного высыхания мела.

Вновь заполнить кессон-бак топливом и определить места течей по выявлению пятен топлива на меловом покрытии. Слить топливо. При обнаружении течей в технологическом люке (или заглушке) снять крышку люка, осмотреть резиновую прокладку, проверить качество ее приклейки к металлу и при необходимости переклеить ее на свежем герметике У-30МЭС-10 (Ш) и установить крышку.

Если установлено, что течь топлива имеется по соединениям трубопровода, ремонт производить в зависимости от характера дефекта (рихтовка трубы, замена патрубков, замена колец в резинометаллических муфтах). В случае обнаружения течи по болтовым и заклепочным соединениям руководствоваться технологией соответствующих подразделов данных рекомендаций.

Покрыть нервюру меловым раствором и вновь заполнить кессон топливом.

Провести испытание на герметичность, дав выдержку с топливом в течение 6 ч. При отсутствии течей топливо слить и состыковать агрегаты.

Установка съемных панелей и испытание кессон-баков на герметичность. После выполнения всех работ по устранению течей кессон-бак очистить от остатков герметика, стружки, посторонних предметов и предъявить кессон на контроль чистоты представителю ОТК или лицу, ответственному за приемку. После приема кессона установить съемные панели на герметике У-30МЭС-10 (Ш) в следующем порядке:

а) очистить от пыли и дважды тщательно обезжирить бензином БР-1 или Б-70; выдержка — 15—20 мин;

б) нанести шпателем на привалочную поверхность панели равномерный слой герметика У-30МЭС-10 (Ш) толщиной 1,0—1,5 мм и дать выдержку для подвулканизации герметика приблизительно в течение полуторного срока жизнеспособности до приобретения мягкого, пластичного состояния;

в) удалить герметик из отверстий под болты;

г) установить панели на кессон-бак. Поставить все болты, начиная с торцевой нервюры по гребенкам, небольшим пакетам, силовым нервюрам и по остальным нервюрам, а затем по контуру панели. В этой последовательности произвести трехкратную, постепенно усиливая крутящий момент, затяжку болтов. Рекомендуются через 2—3 отверстия ставить болты с шестигранной головкой для обеспечения необходимого момента затяжки и предотвращения перекоса устанавливаемых болтов;

д) после полной затяжки болтов крепления панели герметик должен равномерно выдавиться по всему периметру.

Дать выдержку 36 ч для вулканизации герметика. После устранения течей при испытании кессона заполнить весь его объем топливом и выдержать не менее 6 ч.

После этого осмотреть всю поверхность кессона, обращая особое внимание на те места, где были выполнены доработки. Перед заполнением кессона топливом все швы покрыть раствором мела в воде и высушить.

При отсутствии течей самолет допускается к дальнейшей эксплуатации.

Технология приготовления герметиков. Взвесить необходимое количество пасты У-30 или соответственно УТ-32 в металлической или полиэтиленовой ванночке.

К пасте У-30 добавить расчетное количество вулканизирующей пасты № 9 и тщательно перемешать шпателем 2—3 мин. При приготовлении герметика У-30МЭС-10 (рецепт приготовления в массовых частях см. в табл. 10) в пасту У-30 ввести эпоксидную смолу Э-40 и пасту № 9, перемешать 2—3 мин. Вулканизирующую пасту № 9 перед употреблением перемешать в банке, так как при хранении она отслаивается. Пасту № 9 сухого вида не применять.

Отвесить отдельно дифенилгуанидин (ДФГ) — порошок белого цвета и вводить его в замес герметика малыми порциями; время перемешивания 3—5 мин с момента введения ДФГ и до исчезновения белого порошка.

Приготовленный таким образом герметик имеет пастообразную консистенцию и наносится на рабочие

Таблица 10

Компонент	Пастообразный герметик, У-30МЭС-10(Ш)		Кистевой герметик У-30МЭС-10(К)	
	основной	быстровулкани- зирующийся	основной	быстровулкани- зирующийся
Паста У-30	100	100	100	100
Эпоксидная смола Э-40	10	10	10	10
Паста № 9	6—12	15	7—10	10—15
Дифенилгуанидин	0,1—1,2	1,2	0,2—1,0	1,2
Полиэтилен-полиамин	—	0,2—0,5	—	0,2—0,4
Циклогексанон	—	—	30—80	30—80

Компонент	Пастообразный герметик УТ-32 (Ш)		Кистевой герметик УТ-32 (К)	
	основной	быстровулканизующийся	основной	быстровулканизующийся
Паста У-32	100	100	100	100
Паста № 9	8—11	12—15	9—11	10
Дифенилгуанидин	0,5—1,0	1,2—1,5	0,1—1,0	1,2
Полиэтиленполиамин	—	0—0,5	—	0,2—0,4
Циклогексанон	—	—	20—50	20—50

поверхности шпателем; в обозначении пастообразного герметика добавляется индекс (Ш).

В случае приготовления кистевого раствора У-30МЭС-10 (К) эпоксидную смолу перед введением в пасту У-30 растворить в циклогексаноне.

Для приготовления кистевого УТ-32 (К) и шпательного УТ-32 (Ш) герметиков компоненты смешиваются последовательно в массовых частях по рецепту, данному в табл. 11.

Приготовление разделителя. Разделитель представляет собой 10—15%-ный раствор полисилоксановой резины 14Р-2 в бензине БР-1.

Отвешенное количество резины (10 г) нарезать мелкими кусочками, залить бензином в банке с плотно закрывающейся крышкой и оставить на сутки для набухания.

Перед употреблением разделитель размешать до получения однородного раствора белого цвета.

Устранение недопустимых повреждений крыла. При обнаружении на обшивке кессон-баков забоин или трещин длиной до 6 мм дефект устраняется постановкой заклепки на шайбе с предварительным вскрытием кессон-бака.

Повреждения панелей центроплана устраняются путем установки усиливающей накладки.

Повреждения обшивок кессон-баков длиной до 20 мм и более устраняются постановкой усиливающей накладки с предварительным вскрытием кессон-бака.

Трещины и вмятины на стрингерах устраняются их перестыковкой усиливающими вкладышами и накладками.

Повреждения обшивок и балочек съемных носков крыла устраняются следующим образом:

снимается поврежденный носок; при отсутствии подходов к месту повреждения на обшивке вырезается лючок в балочке на участке двух-трех рифтов;

удаляется часть облицовки, гофра и обшивки в зоне дефекта, расклепывается гофр на этом участке;

изготавливаются детали и подгоняются по месту установки;

размечаются и просверливаются отверстия на деталях усиления и элементах носка;

очищается место усиления от стружки и загрязнений;

устанавливаются последовательно детали усиления на обшивке, гофре, облицовке, а затем устанавливается крышка лючка.

Пробоины в обшивках носков крыла диаметром до 4,5 мм при отсутствии подходов для клепки устраняются постановкой гайки-пистона с винтом.

Повреждения обшивки хвостовых частей крыла устраняются следующим образом:

при повреждении обшивки между диафрагмами удаляется поврежденный участок и устанавливается лючок;

повреждения по полкам диафрагм или около них, а также повреждения зашивок устраняются установкой усиливающей накладки;

при повреждении стенок диафрагм устанавливается накладка усиления;

при наличии трещин на краях обшивок устанавливаются усиливающие накладки;

при наличии трещин на стенке хвостовой балки в районе стоек концы трещин засверливаются сверлом диаметром 3 мм и устанавливается усиливающая накладка;

«хлопуны» устраняются постановкой подкрепляющих профилей Д16Т-Пр100-5 или Д16Т-Пр100-6, концы которых завязываются с каркасом хвостовой части СЧК. Профили устанавливаются в направлении полета и клепаются с обшивкой заклепками В65-Зв4-7 шагом 25 мм, при этом обеспечивается перемычка по профилю 8 мм.

При устранении недопустимых повреждений крыла рекомендуется руководствоваться чертежами типового ремонта, приведенными в Технологических указаниях по техническому обслуживанию самолетов типа Ту-134.

Зоны, требующие повышенного контроля в эксплуатации

Для обеспечения высокой эксплуатационной надежности и назначенного технического ресурса самолета в процессе технического обслуживания самолета необходимо применять методы неразрушающего контроля с целью определения фактического технического состояния элементов конструкции крыла, прогнозирования появления неисправностей, которые обуславливают принятие своевременных решений по усилению или замене элементов конструкции крыла.

При контроле следует пользоваться визуально-оптическим и вихретоковым методом с применением лупы четырехкратного увеличения и

дефектоскопов ТВД или ВД-1ГА. Для обнаружения трещины рекомендуется проявлять ее цветной дефектоскопией.

Особое внимание исходя из наработки самолета при выполнении каждой формы технического обслуживания следует обращать на следующие детали и узлы:

стрингеры №№ 8—15 нижних панелей центроплана и обшивку этих панелей в зоне осевой нервюры с целью выявления трещин в стрингерах под «усами» перестыковочных накладок по крайним заклепкам крепления накладок с лапками стрингеров и в обшивке центроплана в этих же зонах;

обшивку нижних панелей центроплана и среднюю часть крыла у головок болтов крепления обшивки со стыковой гребенкой разъема центроплана и средней части крыла по нервюре № 1 для выявления трещин;

обшивку нижней панели центроплана у фитинга в зоне промежуточной нервюры на участке от II лонжерона до стрингера № 11 в целях выявления трещин;

обшивку нижней поверхности средней части крыла в зоне стыка технологических панелей по нервюре № 9 в целях выявления трещин в обшивке у головок болтов крепления ее со стыковой гребенкой технологических панелей по нервюре № 9;

накладное место по оси нервюры № 9 между стрингером № 1 и I лонжероном по первым рядам болтов крепления листа с нижней панелью крыла в целях выявления трещин;

обшивку нижней панели средней части крыла между нервюрами № 10 и № 11 с целью выявления трещин у головок болтов крепления «усов» подкладного листа;

обшивку нижних панелей средней части и отъемной части крыла с целью выявления трещин у головок болтов крепления обшивки со стыковыми гребенками разъема по нервюре № 15;

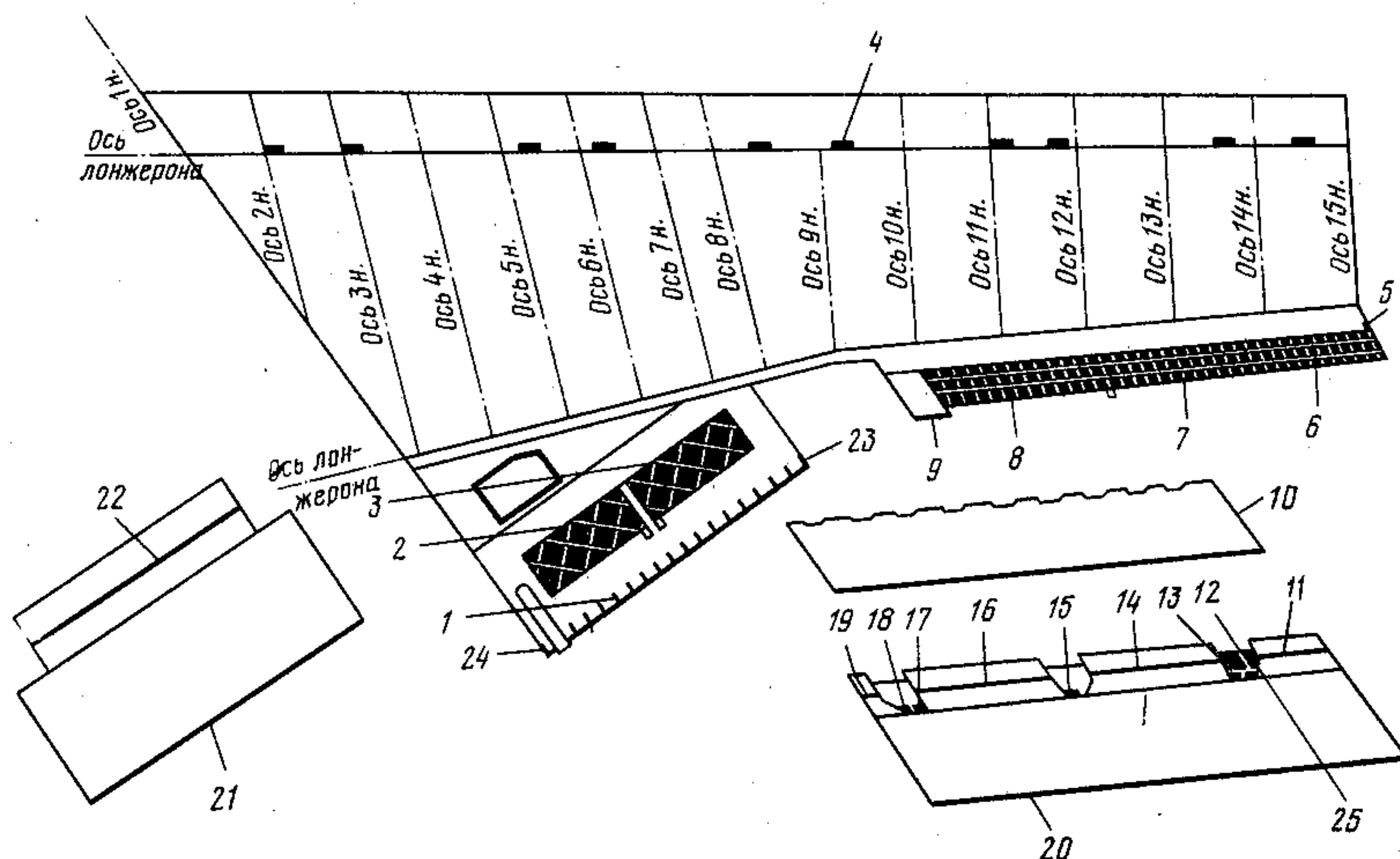


Рис. 28. Схема установки магниевых деталей на СЧК:

1, 9, 10, 11, 14, 16, 19, 20, 21, 22, 24 — законцовочные профили; 2, 3, 6, 7, 8 — шторы; 4 — роликовая направляющая; 5, 12, 13, 15, 17, 18 — кронштейны; 23 — вкладыш; 25 — крышка

обшивку нижней панели крыла в зоне между нервюрами №№ 6, 7 и стрингерами №№ 1—14 в целях выявления трещин у болтов крепления стрингеров №№ 1—14 к нижней панели крыла и у отверстий для болтов крепления носового обтекателя gondoly основной опоры;

обшивку нижней панели средней части крыла в целях выявления трещин у краев наружных накладок под внешний узел навески основ-

ной опоры в зоне нервюры № 9 и II лонжерона крыла;

нижний пояс фитинга стыка второго лонжерона по нервюре № 9 на расстоянии 250 мм по обе стороны от оси нервюры № 9 в зоне окончания стыковой гребенки;

нижний пояс и стенку II лонжерона и обшивку нижней панели крыла в целях выявления трещин в зоне узла навески основной опоры по нервюре № 8;

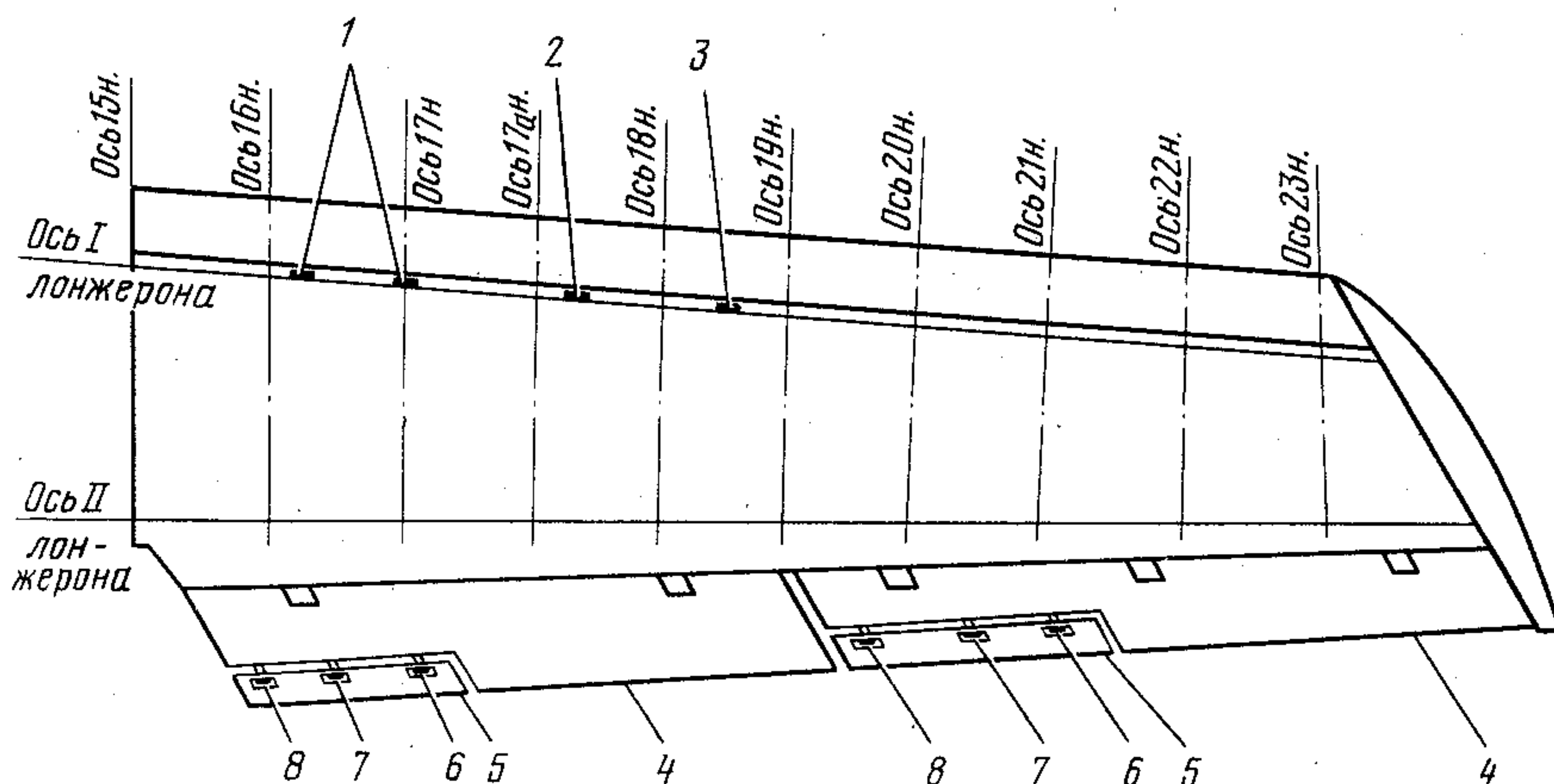


Рис. 29. Схема установки магниевых деталей на ОЧК:

1 — роликовая направляющая; 2, 3 — кронштейны с качалкой; 4, 5 — законцовочные профили; 6, 7, 8 — кронштейны

торцевую часть стыковой гребенки у внешнего узла навески основной опоры в зоне нервюры № 9 с целью выявления трещин;

обшивку в лонжеронной части крыла между нервюрами №№ 7, 8 у контурного угольника крепления гондолы шасси;

нижний пояс II лонжерона средней части крыла между нервюрами № 11 и № 12 в зоне окончания усиливающей накладки;

верхнюю панель средней части крыла в зонах лючков датчиков-топливомеров и датчиков-сигнализаторов заправки топливом, обращая особое внимание на углы лючков.

В случае превышения допустимых перегрузок самолета в полете и на посадке необходимо произвести контроль затяжки стыковых болтов крыла (ОЧК с СЧК и СЧК с центропланом).

При выполнении периодических форм технического обслуживания, подготовке самолета к весенне-летней и осенне-зимней навигации следует обращать особое внимание на техническое состояние магниевых деталей СЧК и ОЧК (рис. 28, 29).

2.3. ГОНДОЛЫ ШАССИ

Краткие сведения о конструкции

Гондолы шасси (рис. 30) предназначены для размещения основных опор в убранном положении и создания наименьшего сопротивления в полете. Передняя часть гондолы разрезной конструкции для захода на верхнюю и нижнюю панели крыла. Сверху на передней части гондолы шасси имеется съемная панель с люком для подхода к топливным насосам бака-отсека № 1. Снизу находится съемный носок гондолы, в котором имеется люк для подхода к опорному кронштейну с полусферическим гнездом под наземный гидropодъемник самолета. Ось гондолы наклонена вверх на 3° относительно строительной горизонтали фюзеляжа.

Продольный набор каркаса гондолы состоит из лонжеронов, стрингеров и балки. Поперечный набор состоит из 17 шпангоутов. По шпангоуту № 8 гондола имеет технологический стык, которым она условно делится на крыльевую и хвостовую часть.

Нижняя часть гондолы имеет вырез, закрываемый передним щитком, средними и задними створками. Средние и задние створки гондолы крепятся с помощью кронштейнов к узлам навески, установленным на лонжеронах гондолы. Створки состоят из наружной и внутренней обшивок, набора поперечных диафрагм и продольных профилей. Передний щиток закреплен на подкосе-подъемнике основной опоры при помощи кронштейнов и перемещается вместе с ним при уборке и выпуске шасси. Обшивка гондолы шасси выполнена из материала Д16АМО л.1,0.

Гондола с крылом стыкуется с помощью болтов через бортовые угольники и уголки, расположенные в верхней части шпангоутов №№ 2, 3, 4, 5, 6, 7. Борта гондолы крепятся заклепками к угольникам, расположенным на стенке заднего лонжерона. На внутренних бортах гондол шасси установлены посадочно-рулежные фары ПРФ-4.

Технические условия на эксплуатацию и текущий ремонт

На обшивке гондол шасси допускаются: одиночные задиры, царапины глубиной до 0,1 мм и длиной до 150 мм не более трех штук на 1 пог. м; вмятины глубиной до 3 мм при диаметре 30 мм и больше, но не более двух штук на 1 пог. м.

При текущем ремонте гондол шасси необходимо руководствоваться техническими условиями на текущий ремонт фюзеляжа.

На поверхности гондол шасси уступы на стыках листов, лючков и съемных панелей поперек потока

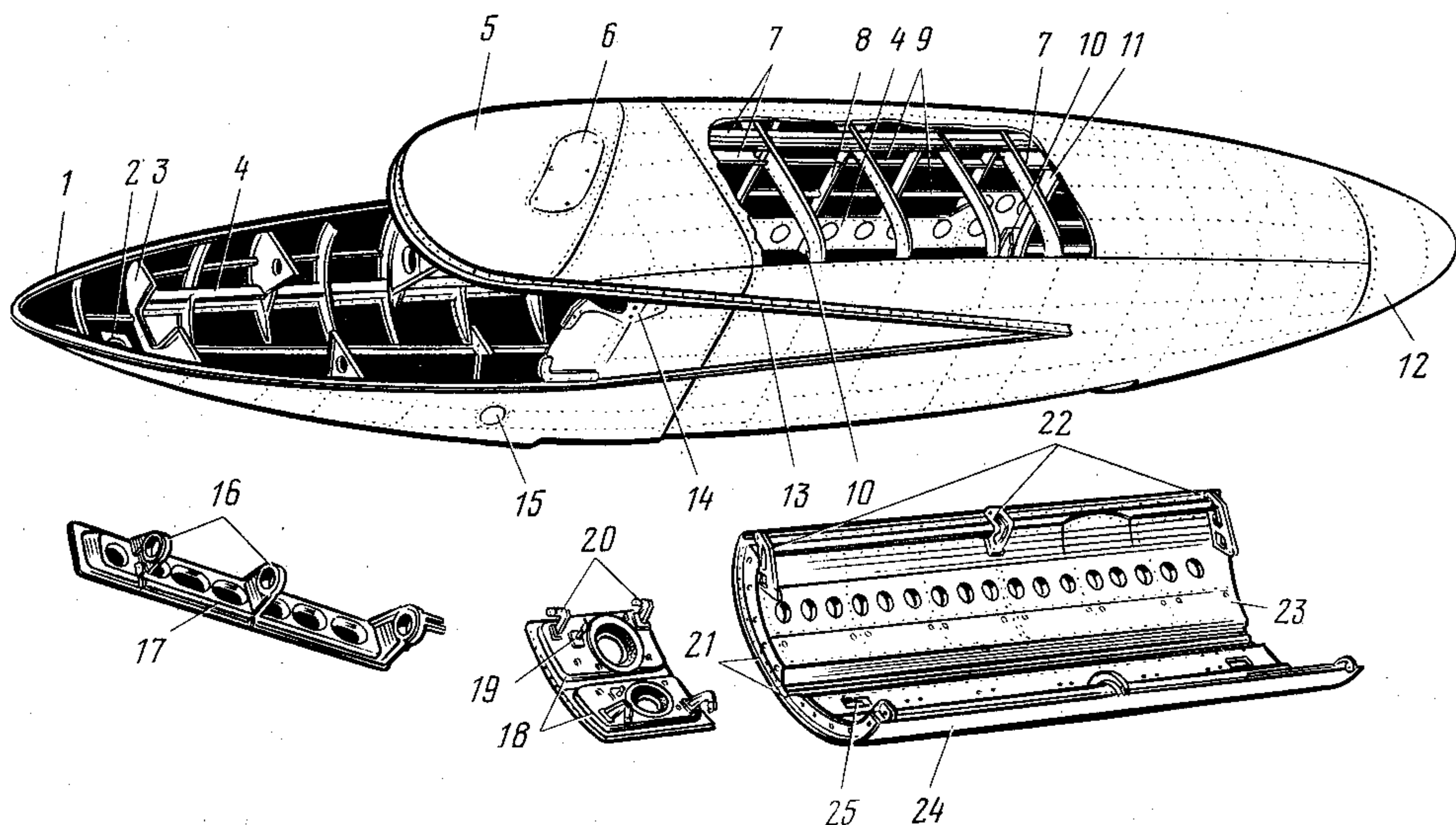


Рис. 30. Гондола шасси:

1 — съемный насос; 2 — лючок для подхода к опорному кронштейну под домкрат; 3 — шпангоут № 2; 4 — лонжероны; 5 — верхняя съемная панель; 6 — люк для подхода к топливным насосам; 7 — балки; 8 — шпангоут № 10; 9 — стрингеры; 10 — узел подвески задних створок; 11 — шпангоут № 14; 12 — задний обтекатель; 13 — бортовой угольник; 14 — узел крепления подкоса для рельса закрылка; 15 — вырез под фару; 16 — кронштейн крепления щитка к подкосу-подъемнику; 17 — передний щиток; 18 — средние створки; 19 — кронштейн с шарнирной вилкой; 20 — кронштейны подвески створки; 21 — задние створки; 22 — кронштейны подвески створки; 23 — внутренняя обшивка; 24 — наружная обшивка; 25 — лючок для подхода к замковым тягам

должны быть не более 0,3 мм в первой зоне, расположенной от переднего конца гондолы до передней кромки основных (задних) створок люка шасси, и не более 0,5 мм во второй зоне, расположенной от передней кромки основных створок до заднего конца гондолы.

Плавные отклонения от теоретических обводов допускаются в пределах ± 1 мм для первой зоны и в пределах ± 2 мм для второй зоны.

Устранение повреждений

В процессе эксплуатации на гондолах шасси могут возникать недопустимые царапины, забоины, пробоины, вмятины, трещины, коррозионный износ и другие повреждения, которые рекомендуется устранить следующим образом.

Следы местной коррозии глубиной не более 0,1 мм площадью не более 0,5 см² устранить зачисткой до плавных переходов с последую-

щим восстановлением защитных покрытий.

Силовые узлы гондолы шасси (узлы навески створок, кронштейны щитка, узлы управления створками, узлы крепления редуктора и др.), имеющие трещины, заменить.

Пробоины, задиры, царапины размером не более 4,5 мм в диаметре или по длине устранить установкой заклепки на шайбе. При этом расстояние от устанавливаемой до близлежащей заклепки должно быть не менее 16 мм.

Допустимые царапины, вмятины обработать в порядке, указанном в технических условиях на ремонт фюзеляжа.

При наличии глубокой царапины, пробоины, трещины размером более 5 мм в диаметре или по длине удалить поврежденное место, установить накладку и крышу.

При наличии трещины в стенке шпангоута длиной до 5 мм установить заклепку В65-3к5.

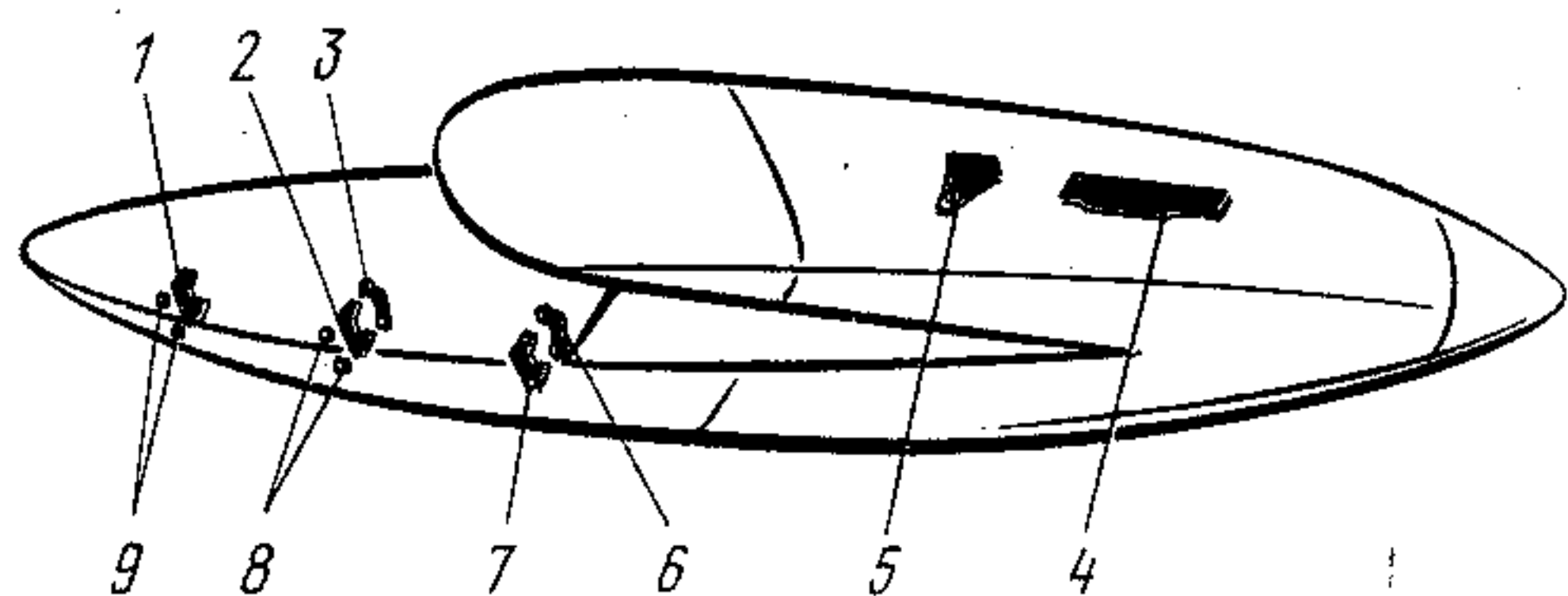


Рис. 31. Схема установки магниевых деталей в гондоле шасси:

1 — скоба; 2 — нижняя скоба; 3 — верхняя скоба; 4 — балка; 5 — кронштейн; 6 — верхняя скоба; 7 — нижняя скоба; 8, 9 — бобышки

При наличии на стенке шпангоута трещины длиной более 5 мм установить усиливающую накладку на стенку шпангоута. При этом расстояние от конца трещины до края накладки должно быть не менее 80 мм. Небольшие трещины с края стенки длиной до 4 мм зачистить шарошкой до плавного перехода с последующим восстановлением защитного покрытия.

Пробоину в обшивке с одновременным разрушением стрингера устранить удалением разрушенной части стрингера и обшивки, установкой окантовки и перестыковывающего стрингер уголка.

Трещины на лонжероне ниши гондолы устранить установкой накладки. При отсутствии подходов для клепки разрешается на внутренней зашивке делать лючки (не более двух штук). Расстояние между лючками должно быть не менее трех диаметров отверстия в зашивке, диаметр отверстия — не более 80 мм.

При наличии пробоины, трещины, глубокого задира на внешней обшивке створок необходимо разрушенную часть удалить и установить крышку с окантовкой.

Повреждения на внутренней зашивке створок не более 20 мм в диаметре удалить, придав отверстию круглую форму размером не более 20 мм в диаметре; при этом расстояние до имеющегося отверстия должно быть не менее 60 мм. Отверстие заклеить заглушкой НУ30-1

на клее 88Н. При наличии повреждений диаметром более 20 мм свыше четырех штук в разных местах по длине створки внутреннюю зашивку заменить. Клепать следует по существующим отверстиям. После ремонта отверстия на зашивке заклеить заглушками НУ30-1 на клее 88Н.

В процессе эксплуатации необходимо уделять особое внимание техническому состоянию: магниевых деталей гондол шасси (рис. 31); шпангоутов гондол шасси; узлов крепления гондол к крылу; узлов подвески створок; механизмов управления створками.

2. 4. ЗАКРЫЛКИ

Краткие сведения о конструкции

Закрылки предназначены для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета. Выпуск закрылков на взлете уменьшает длину разбега, скорость отрыва и взлетную дистанцию. Выпуск закрылков на посадке обеспечивает уменьшение посадочной скорости, длины пробега и посадочной дистанции.

В хвостовой части средней части крыла установлены внешние и внутренние двухщелевые закрылки. Внешний закрылок (рис. 32) расположен между нервюрами № 10 и № 15 за задним лонжероном крыла и подвешен при помощи кареток на трех направляющих рельсах, прикрепленных к кронштейнам на заднем лонжероне крыла. Внутренний закрылок (рис. 33) расположен между бортом фюзеляжа и гондолой шасси. Закрылок подвешен на двух направляющих рельсах при помощи двух кареток. Внутренний направляющий рельс крепится к продольной балке внутренней хвостовой части крыла. Внешний рельс крепится к заднему лонжерону крыла в районе нервюры № 7.

Закрылки выдвигаются и убираются с помощью винтовых подъемни-

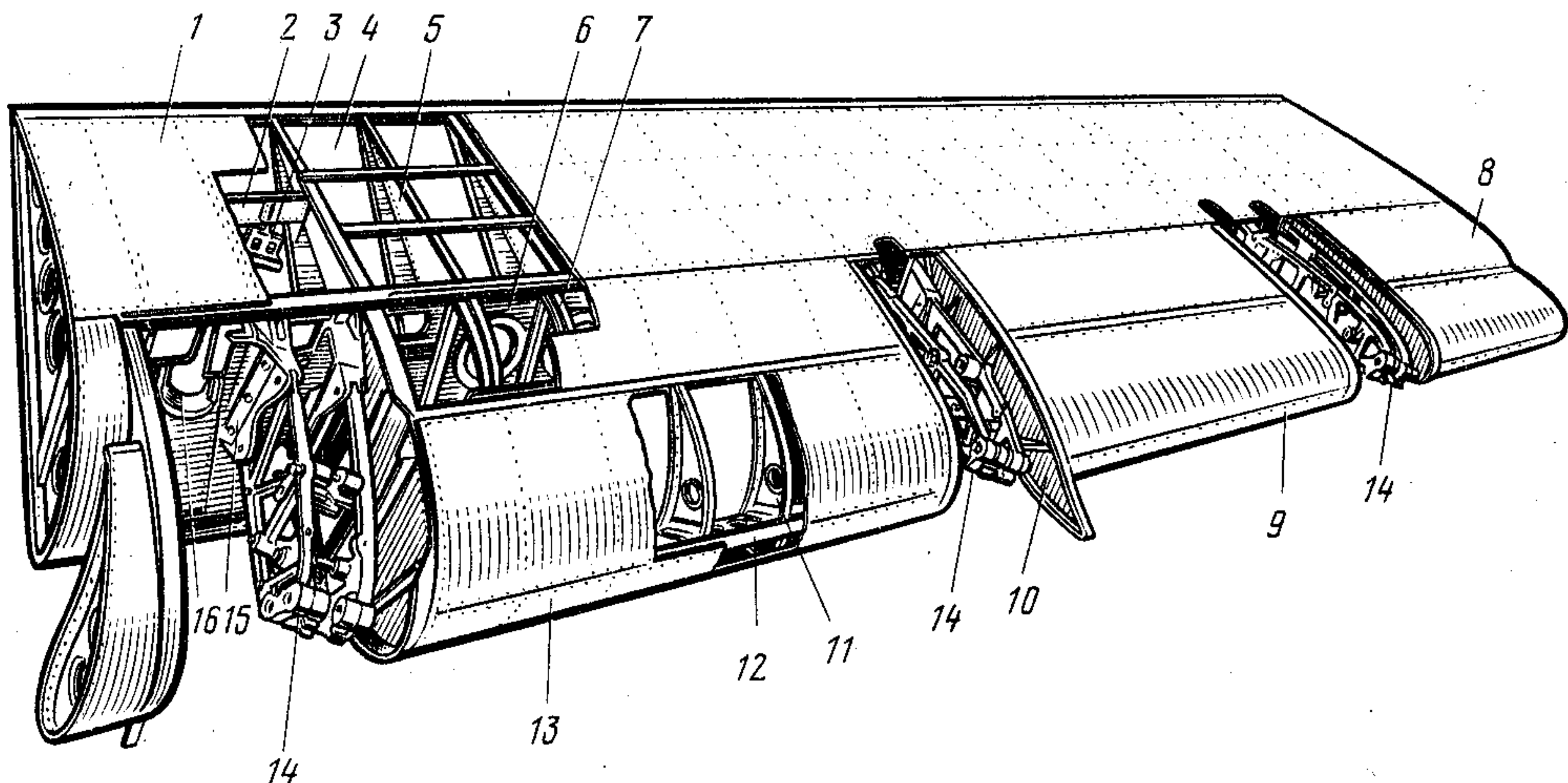


Рис. 32. Внешний закрылок:

1 — верхняя панель; 2 — стенка крепления роликовой опоры; 3 — роликовая опора; 4 — нижняя панель; 5 — нервюра; 6 — лонжерон закрылка; 7 — диафрагма носка; 8 — носок закрылка; 9 — дефлектор; 10 — профилированный кулачок; 11 — диафрагма дефлектора; 12 — лонжерон дефлектора; 13 — носок дефлектора; 14 — каретка; 15 — кронштейн крепления каретки; 16 — вильчатый шкворень

ков. Для каждого закрылка предусмотрено два подъемника. В убранном положении закрылки вместе с хвостовой частью вписываются в обвод крыла. Щель в закрылках, образованная дефлекторами в убранном положении закрылков, перекрывается снизу шторками, вписывающимися в обвод крыла. Для устранения вибрации закрылков в полете на нервюрах хвостовой части в мес-

тах прохождения рельсов установлены роликовые опоры.

Конструктивно внутренний и внешний закрылки выполнены аналогично. Внешний закрылок состоит из лонжерона, трех съемных носков, четырех дефлекторов (трех съемных и одного несъемного), 19 нервюр и обшивки. Внутренний закрылок состоит из лонжерона, носка, дефлектора, 13 нервюр и обшивки.

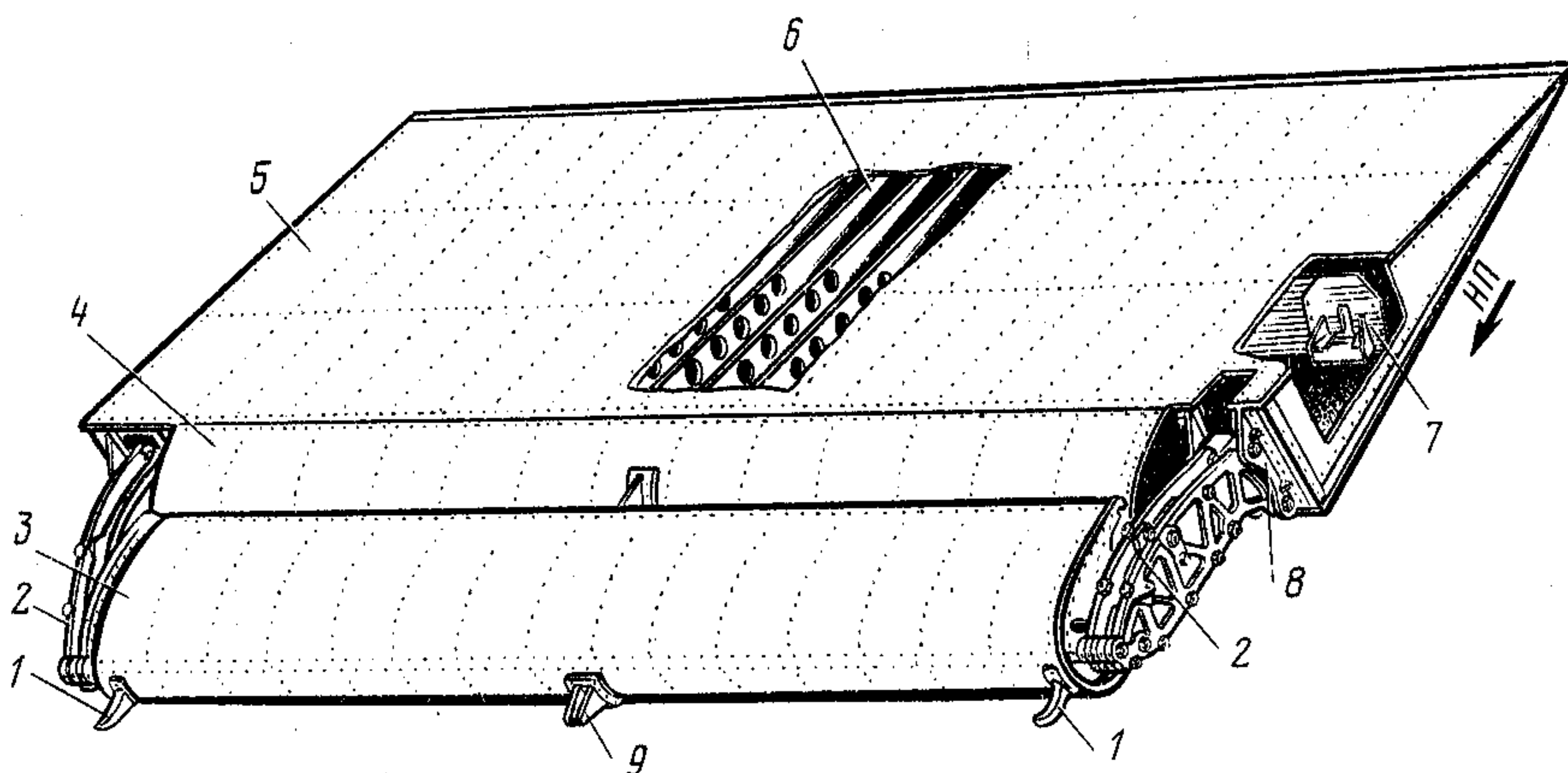


Рис. 33. Внутренний закрылок:

1 — ловители; 2 — каретка; 3 — дефлектор; 4 — носок; 5 — верхняя панель; 6 — нервюра; 7 — роликовая опора; 8 — кронштейн крепления каретки; 9 — профилированный кулачок

Технологически залонжерованная часть закрылков делится на верхнюю и нижнюю панели, состоящие из обшивки и приклепанных к ней полунервюр, соединенных между собой по задней кромке законцовочным профилем. Верхняя и нижняя обшивки панелей закрылка выполнены из материала Д16АТВ л. 1,0 (для внутреннего закрылка) и Д16АТВ л. 1,2 (для внешнего закрылка), химически фрезерованного до 0,6 мм в карточках между двумя соседними нервюрами и стрингерами. Носки внутреннего и внешнего закрылков состоят из диафрагм и обшивки. Обшивка носков внутреннего и внешнего закрылков выполнена из материала Д16АТВ л. 1,0. Дефлекторы внутренних и внешних закрылков состоят из лонжерона, нервюр диафрагм носовой части, ножа и обшивок. Обшивка дефлектора внутреннего закрылка выполнена из материала Д16АТВ л. 1,0, а внешнего закрылка из материала Д16АТВ л. 0,6.

Технические условия на эксплуатацию

На обшивке закрылков допускаются: царапины глубиной не более 10% толщины обшивочного листа длиной до 250 мм; забоины глубиной не более 10% толщины обшивочного листа; потертости, задиры, следы от отработки, местной коррозии глубиной до 10% толщины обшивочного листа, площадью до 1 см²; вмятины глубиной до 3 мм на площади свыше 4 см² при условии отсутствия образования «хлопуна» и повреждения силового набора; засверленные по концам сверлом диаметром 2,0—2,5 мм трещины длиной, равной шагу заклепок рядом расположенного заклепочного шва.

На законцовочном профиле закрылков допускаются: царапины глубиной до 0,5 мм, длиной до 50 мм не более трех штук на 1 пог.м; забоины по задней кромке глубиной до 3 мм не более двух штук на 1 пог.м; очаги обработанной поверх-

ностной коррозии глубиной до 8% толщины материала, площадью до 4 см² не более двух очагов на 1 пог.м.

На магниевых кронштейнах крепления кареток, на шкворнях подъемников внешнего закрылка допускаются: царапины глубиной до 0,5 мм, длиной до 30 мм не более трех штук на кронштейн; очаги обработанной поверхностной коррозии глубиной до 8% толщины материала и площадью до 4 см² не более двух очагов на кронштейн.

Технические условия на текущий ремонт

При текущем ремонте закрылков необходимо руководствоваться техническими условиями на текущий ремонт крыла.

При обнаружении трещин на силовых узлах агрегатов (узлы навески кареток, узлы навески подъемников и т. д.) эти узлы заменить.

Ослабление заклепок, появление «хлопунов» на обшивках закрылков не допускается.

Для проведения осмотра каркаса, слесарно-клепальных работ внутри закрылков, куда невозможен подход, как исключение разрешается вырезать в обшивке технологические лючки. При этом максимальное число лючков на обшивке закрылков — не более четырех на внешнем закрылке и не более трех на внутреннем. Установка двух лючков сверху и снизу, попадающих в одно поперечное сечение, не допускается.

После проведения текущего ремонта и установки закрылков на самолет проверить зазоры между крылом, гондолой, шторками, а также ступеньки.

После установки закрылков на самолет, контроля зазоров и ступенек проверить правильность отклонения закрылков.

Люфты закрылков в убранном положении, определяемые покачиванием закрылков за заднюю кромку, не допускаются.

В процессе эксплуатации на закрылках могут возникать недопустимые царапины, вмятины, пробоины, трещины и другие повреждения, которые необходимо при техническом обслуживании (текущем ремонте) самолета устранить следующим образом.

При обнаружении механических повреждений обшивки длиной до 4,5 мм, глубиной более 10% толщины обшивки высверлить поврежденный участок и установить заклепку В65-Зв4-1 (В65-Зв5-1), подложив под нее шайбу. При этом расстояние от устанавливаемой до ближайшей имеющейся заклепки должно быть не менее 18 мм.

При наличии глубокой царапины, забоины, пробоины, трещины, длиной до 80 мм, глубоких следов местной коррозии, «хлопунов» удалить поврежденный участок, установить окантовку и крышку. Вновь устанавливаемая часть обшивки должна по толщине соответствовать заменяемой.

Повреждения обшивки в виде групповых трещин, вмятин, пробоин, деформаций диаметром более 80 мм устранить заменой части обшивки на новую.

Трещину, разрушение пояса лонжерона устранить установкой усиливающего профиля. При необходимости возможна замена части пояса лонжерона.

Трещину на стенке лонжерона устранить установкой усиливающей накладки или заменой части стенки с последующей перестыковкой накладкой.

Трещину на стенке нервюры устранить установкой усиливающей накладкой.

Повреждения законцовочного профиля — трещину, глубокую коррозию — устранить заменой части профиля.

В процессе эксплуатации следует уделять особое внимание техническому состоянию: шкворней крепления подъемников к закрылкам; кронштейнов крепления кареток на лонжеронах закрылков; торцевых нервюр закрылков.

При наработке самолета 8000 полетов, при каждой периодической форме технического обслуживания кронштейны крепления кареток внешнего закрылка к лонжерону закрылка кроме визуально-оптического контроля с помощью лупы трехкратного увеличения контролируются вихретоковым дефектоскопом ТВД или ВД-1ГА с целью выявления трещин в кронштейне у болтов крепления его к стенке лонжерона и трещин в проушинах. Для обнаружения трещин проводится дополнительный контроль методом цветной дефектоскопии.

Демонтированные шкворни закрылков следует подвергать магнитному контролю, обращая особое внимание на зону галтельного перехода. Шкворни, имеющие трещины и следы деформации, к эксплуатации не допускаются. При демонтаже шкворней необходимо обращать внимание на техническое состояние втулок, их запрессовку в кронштейнах под шкворни.

2.5. ШТОРКИ ЗАКРЫЛКОВ

Краткие сведения о конструкции

На средней части крыла установлены 5 шторок, которые служат для закрытия щели в закрылках, образованной дефлекторами закрылков. Две шторки установлены против внутреннего закрылка и три против внешнего. Шторки внутреннего закрылка подвешиваются на шести кронштейнах, установленных на внутренней хвостовой части крыла. Шторки внешнего закрылка подве-

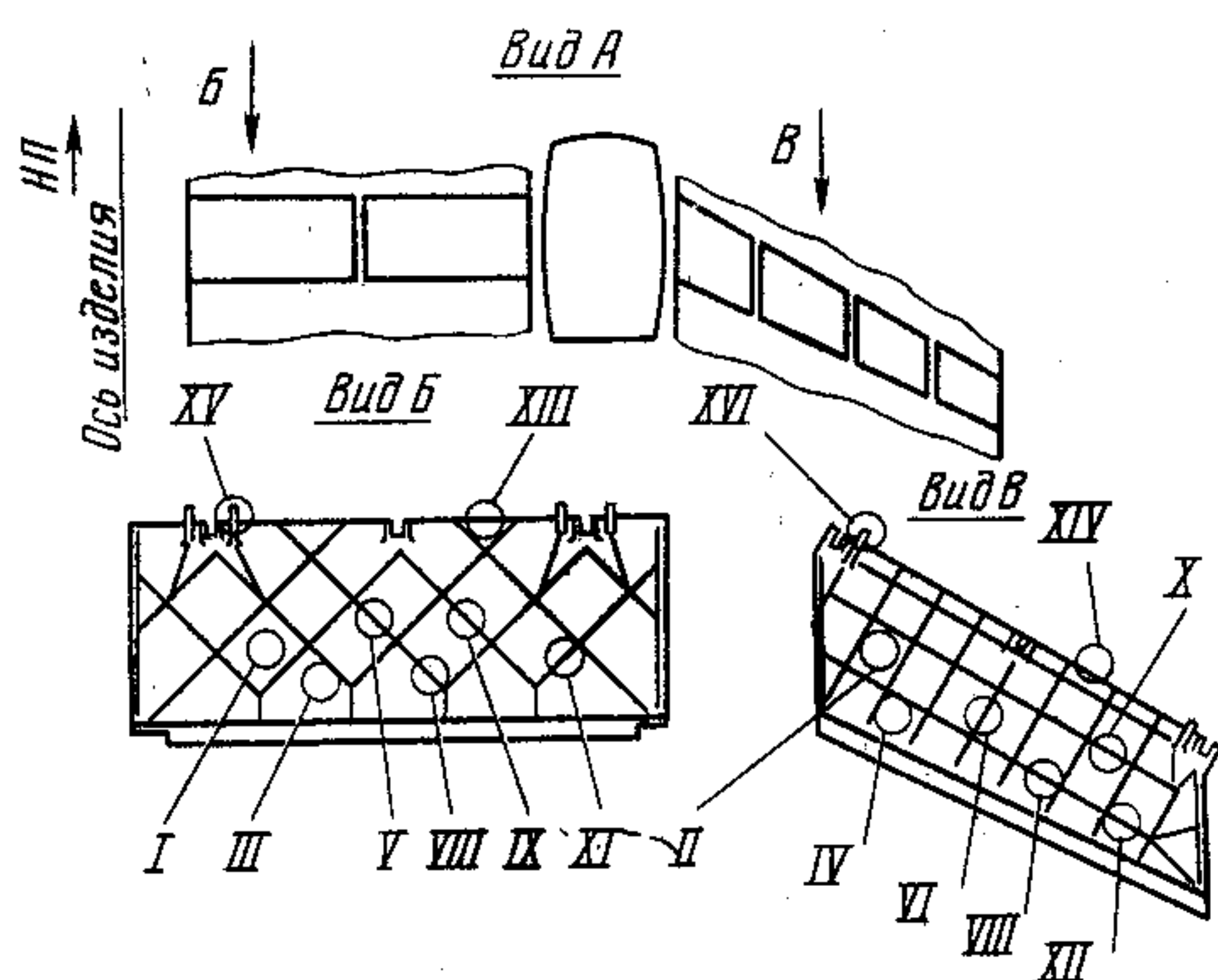


Рис. 34. Шторки закрылков и зоны текущего ремонта шторок:

Вид А — на правое крыло (левое отраженный вид);
Вид В — на внутренние шторки; Вид В — на внешние шторки

шены на девяти кронштейнах, установленных на II лонжероне крыла.

Каждая шторка (рис. 34) состоит из панели, отлитой из магниевового сплава МЛ5-Т4, кронштейнов подвески, кронштейнов крепления пружин, державки с роликом и уплотнительного профиля. Шторки внутренних закрылков подвижны. Шторки внешних закрылков для самолетов с серии 2005 неподвижны. В убранном положении закрылков шторки вписываются в контур крыла. В выпущенном положении закрылков пружины, связывающие шторки с кронштейнами лонжеронов крыла, отклоняют шторки вверх до упора, образуя щель для прохода воздуха.

Технические условия на эксплуатацию

На полотне шторок допускаются: царапины глубиной до 0,5 мм, длиной до 50 мм, 1 шт. на карточку; забоины площадью 3—4 см², глубиной до 1 мм, 1 шт. на карточку, но не более 5 шт. на 1 пог.м; засечки по кромкам шторки глубиной до 3 мм, не более двух штук на длине 400 мм; потертости глубиной 0,5 мм, общей площадью 25—30 см², до 5 шт. на шторку; очаги коррозии, которые после зачистки дают ослабление

поперечного сечения до 102 мм², не более трех очагов на шторку; разрушение резинового профиля на длине до 100 мм (до проведения регламентных работ).

До очередного ремонта самолета допускаются шторки, на которых в процессе эксплуатации выявлены трещины: не более чем на трех соседних продольных и поперечных ребрах (исключая торцевые ребра), 5 шт. на 1 м длины шторки в разных местах при условии отсутствия выхода трещины на полотно шторки; в межреберном полотне длиной до 30 мм, 2 шт. и длиной до 15 мм, 2 шт. на 1 м длины шторки не ближе 100 мм друг от друга. Края всех обнаруженных трещин необходимо засверлить сверлом диаметром 3 мм.

Щель между подвижными шторками и закрылками в убранном положении должна быть (4^{+3}) мм, а между неподвижными шторками и закрылком (5^{+3}) мм.

Углы отклонения внутренних шторок должны быть $(14 \pm 1)^\circ$.

Углы отклонения внешних шторок должны быть: первой шторки от гондолы шасси $8^\circ \pm 30'$; второй шторки от гондолы шасси $6^\circ 30' \pm 30'$; третьей шторки от гондолы шасси $4^\circ \pm 30'$.

Качка неподвижных шторок внешних закрылков на самолетах с серии 2005 (при выпущенных закрылках и нагрузке в середине задней кромки шторки 5 кгс) должна быть не более 4 мм.

Допускаемые вертикальные и горизонтальные смещения упоров шторок не более $\pm 2,5$ мм (рис. 35).

В случае демонтажа болтов крепления пружин (тандеров на шторках) при установке болты необходимо тарировать на $M_{кр} = (10 \pm 1)$ кгс·см.

Устранение повреждений

В процессе эксплуатации на шторках закрылков могут возникнуть недопустимые трещины, коррозионный износ и другие повреждения, которые рекомендуется устранить

при техническом обслуживании (текущем ремонте) самолета следующим образом.

Допускаемые по техническим условиям на эксплуатацию шторок механические повреждения и коррозию сгладить до плавных переходов с последующим восстановлением защитных покрытий.

Трещину в полотне между ребрами устранить установкой снаружи с помощью клепки усиливающей накладки из Д16АТ-П л.1,5 или установкой снаружи накладки, а внутри уголка.

Трещину в ребре, не выходящую на полотно шторки, устранить установкой снаружи с помощью клепки накладки из Д16АТ-П л.1,5, а внутри — уголка или кницы.

Трещину в ребре, выходящую на полотно шторы, устранить установкой с помощью клепки наружной накладки из Д16АТ-П л.1,5, а внутри — кницы.

Трещину в переднем ребре между узлами навески устранить установкой с помощью клепки наружной накладки из материала Д16АТ-П л.1,5, а внутри — уголка (зоны XIII, XIV, рис. 36).

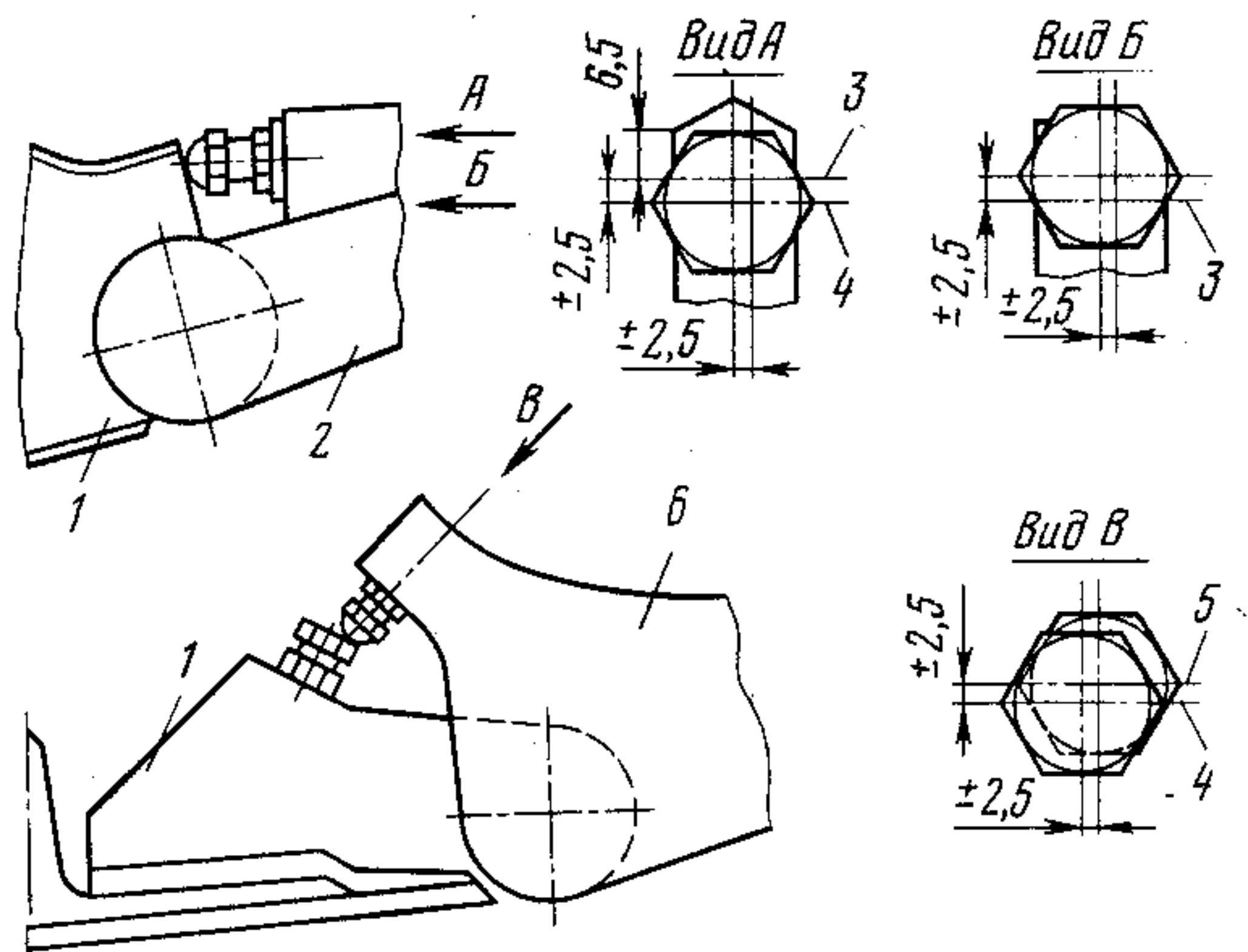


Рис. 35. Схема допустимых смещений упоров шторок:

Вид *А* — на все упоры внутренних шторок, кроме кронштейна; Вид *Б* — на упоры внутренних шторок по кронштейну у гондолы шасси; Вид *В* — на упоры внешних шторок; 1 — кронштейн; 2 — шторка; 3 — ось площадки на кронштейне; 4 — ось упора на шторке; 5 — ось упора на кронштейне; 6 — шторка

Трещину в ребрах по торцам устранить установкой с помощью клепки наружной накладки из материала Д16АТ-П л.1,5, а внутри — уголка.

Для устранения трещины в основании ушков проушин крепления пружин (тандеров) срезать ушко с трещиной, выфрезеровать паз

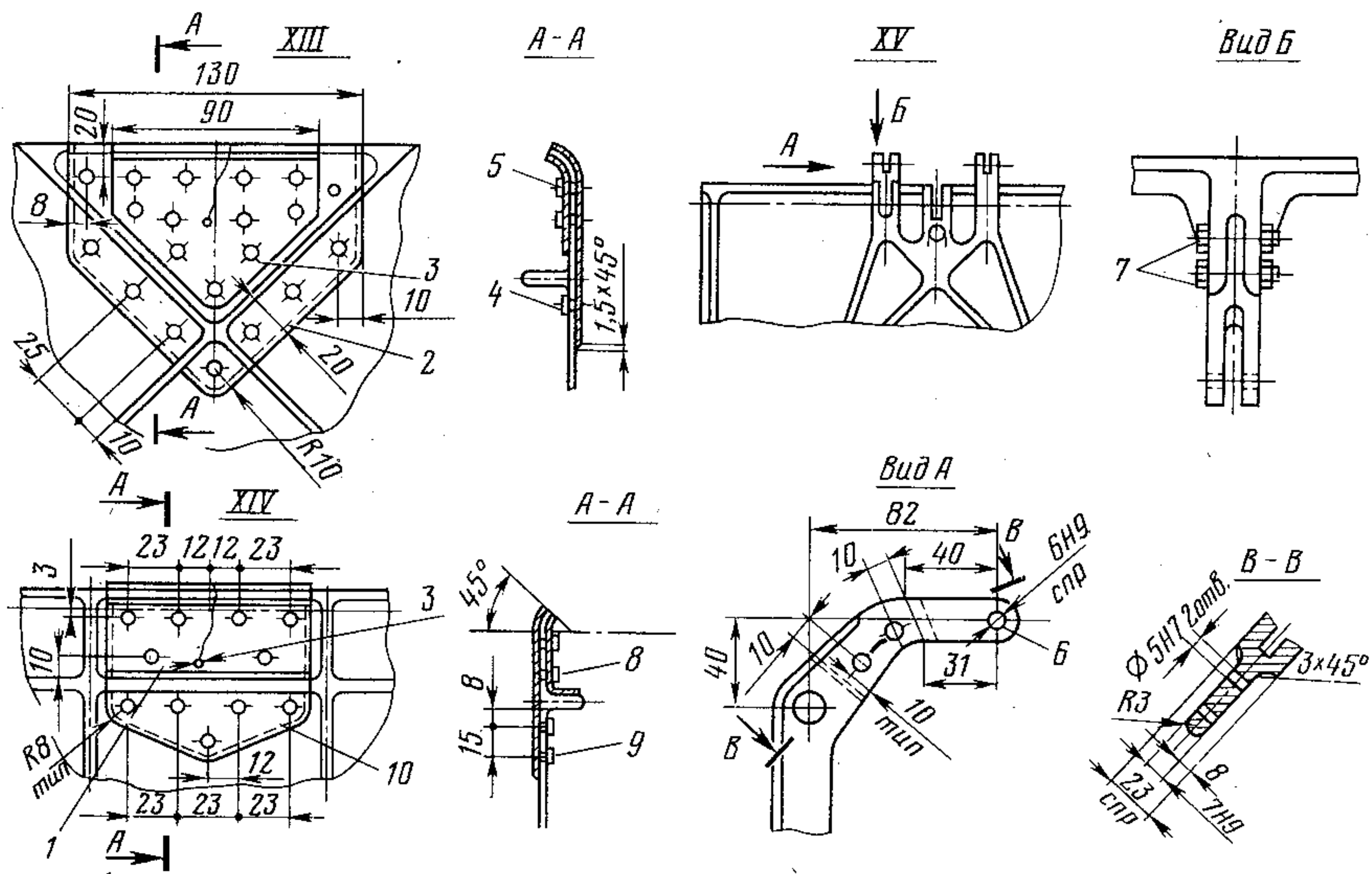


Рис. 36. Эскиз текущего ремонта шторок в зонах XIII, XIV, XV:

1, 3 — накладки; 2, 10 — накладки Д16АТ-11А1,5; 4, 9 — заклепки В65-ЗуЗ-9; 5, 8 — заклепки В65-ЗуЗ,5-11; 6 — вилка;
7 — болт 5004АБ-32

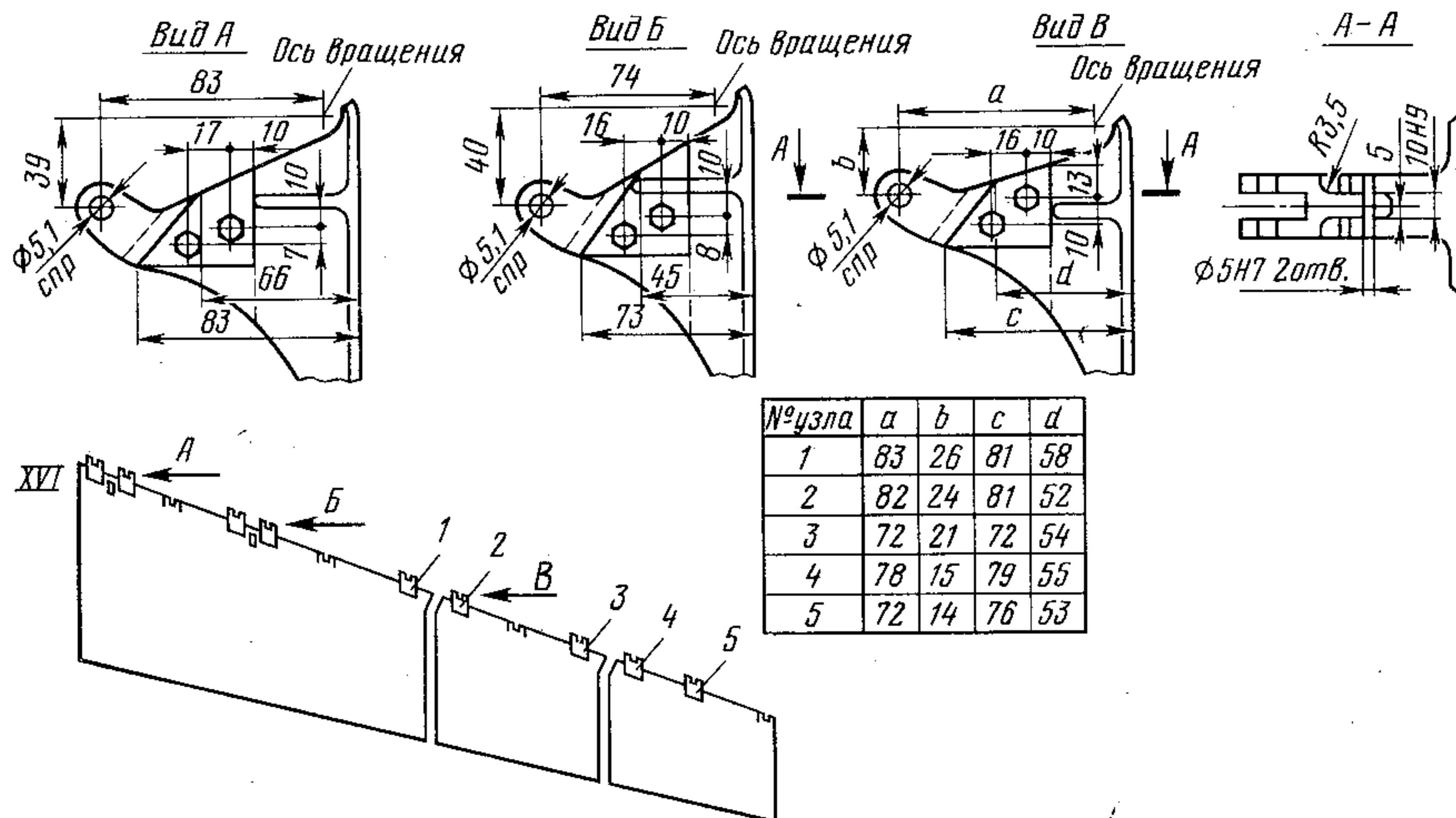


Рис. 37. Схема навески подвижных шторок в зоне XVI:
1, 2, 3, 4, 5 — узлы навески

(зона XV, рис. 36 — для внутренних шторок, зона XVI, рис. 37 — для внешних подвижных шторок). Установить кронштейны на внутренней шторке, на внешней подвижной шторке и на внешней неподвижной шторке. Кронштейны крепить болтами.

При обнаружении повреждений, не оговоренных техническими условиями на эксплуатацию шторок или превышающих их по своим размерам, а также трещин в ребрах и полотне у узлов навески и крепления пружин (тандеров), по перемычкам отверстий в местах крепления кронштейнов, шторок и на ребрах в местах их крепления шторки заменить.

Учитывая то, что шторки изготовлены из магниевых сплавов, их следует при каждом техническом обслуживании самолета подвергать по-

вышенному визуально-оптическому контролю с целью своевременного выявления коррозии и механических повреждений.

2.6. ИНТЕРЦЕПТОРЫ

Краткие сведения о конструкции

Интерцепторы предназначены для торможения самолета при пробеге его после посадки. Они шарнирно крепятся к хвостовой внешней части СЧК, отклоняясь вверх против потока воздуха на угол 52° .

Интерцепторы (рис. 38) состоят из верхней и нижней обшивок толщиной 1,2 мм из материала Д16АТВ, лонжерона, нервюр, кронштейнов подвески и управления, петель и законцовочного профиля из материала МА-1.

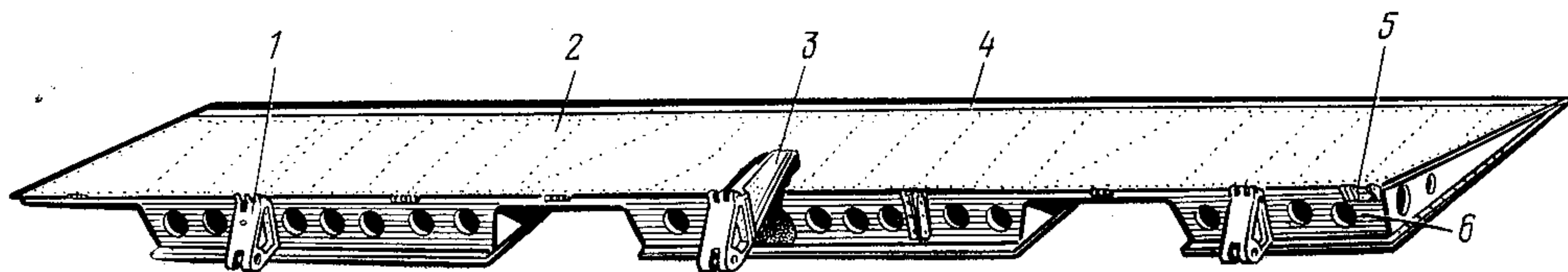


Рис. 38. Интерцептор:

1 — кронштейн навески и управления интерцептором; 2 — верхняя обшивка; 3 — нервюра; 4 — законцовочный профиль; 5 — петли навески; 6 — лонжерон

Технические условия на эксплуатацию

На обшивках и стенках лонжерона интерцептора допускаются: царапины и риски глубиной до 0,2 мм и длиной до 100 мм; забоины глубиной до 0,2 мм; вмятины глубиной до 2 мм, площадью 5—6 см², не более одной на участке между соседними нервюрами.

На законцовочном профиле допускаются: царапины глубиной до 0,5 мм, длиной до 50 мм, не более 3 шт. на 1 пог.м; забоины на задней кромке глубиной до 5 мм, не более 2 шт. на 1 пог.м; поверхностная коррозия глубиной до 8% толщины материала и площадью до 4 см², с числом очагов коррозии не более двух на 1 пог.м.

Устранение повреждений

При обнаружении механических повреждений в виде трещин, забоин, вмятин, недопустимых царапин интерцепторы рекомендуется ремонтировать следующим образом.

При повреждении обшивки между нервюрами удалить поврежденное место и установить лючок (рис. 39).

При повреждении обшивки по полкам нервюр или около них установить накладку (рис. 40).

Клепку производить через отверстия выштамповок на стенке лонжерона.

При повреждении стенки лонжерона (трещины или пробоины) текущий ремонт производить согласно рис. 41. Перед установкой накладки борт выштамповки на стенке лонжерона срезать. Накладка должна плотно прилегать к стенке лонжерона. После изготовления выштамповки накладку закалить.

Клепку производить через отверстия выштамповок в лонжероне. При необходимости разрешается сделать вырез в нижней обшивке с последующей установкой лючка на обшивке (см. рис. 39).

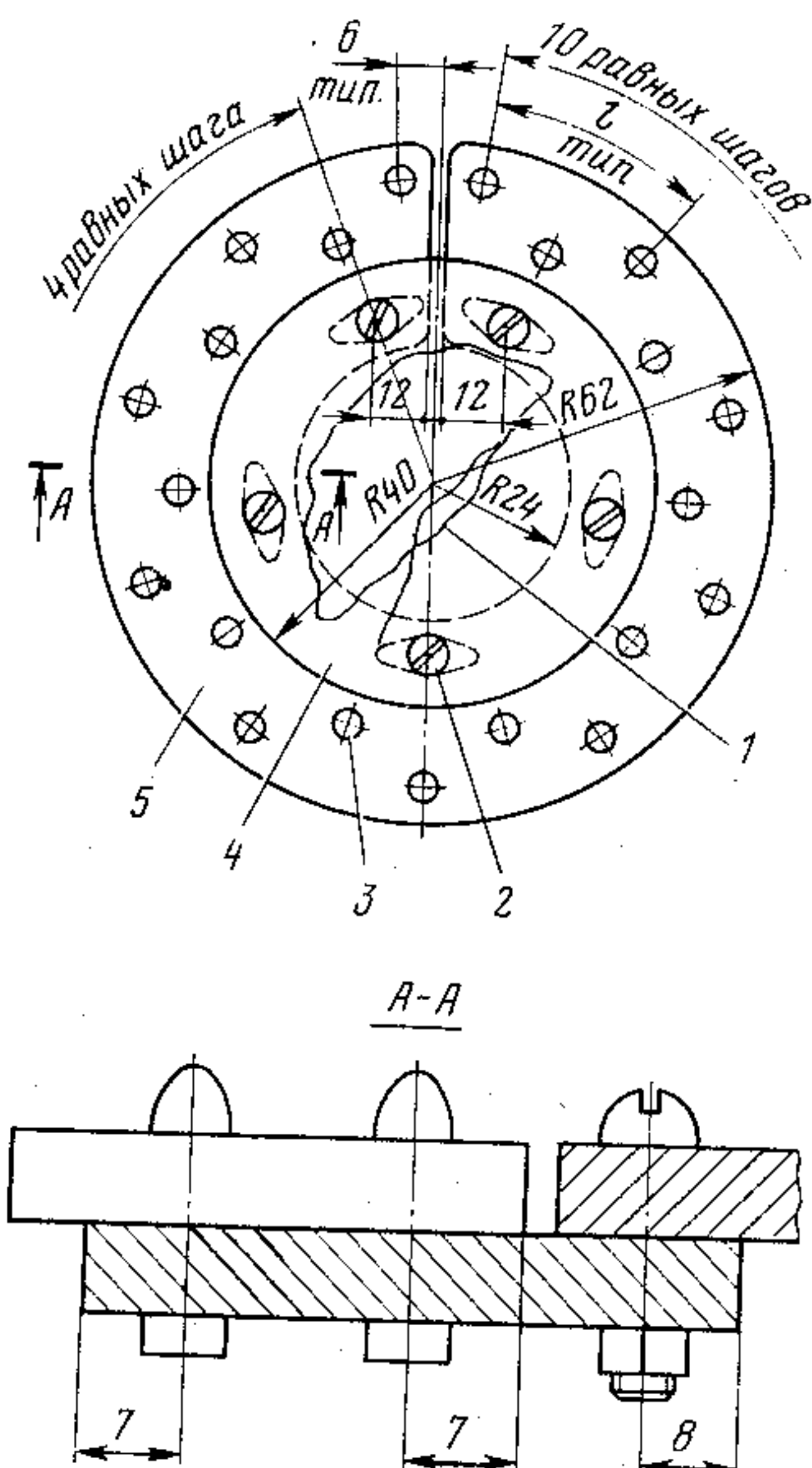


Рис. 39. Эскиз по текущему ремонту интерцептора (установка лючка):

1 — трещина (пробойна); 2 — анкерная гайка, винт, заклепка (соответственно 3381А-4-Кд; 3172А-4-8-Кд; Д18-3у2, 6-1); 3 — заклепка В65-3В4-1; 4 — крышка; 5 — окантовка Д16АТ л. 1, 2

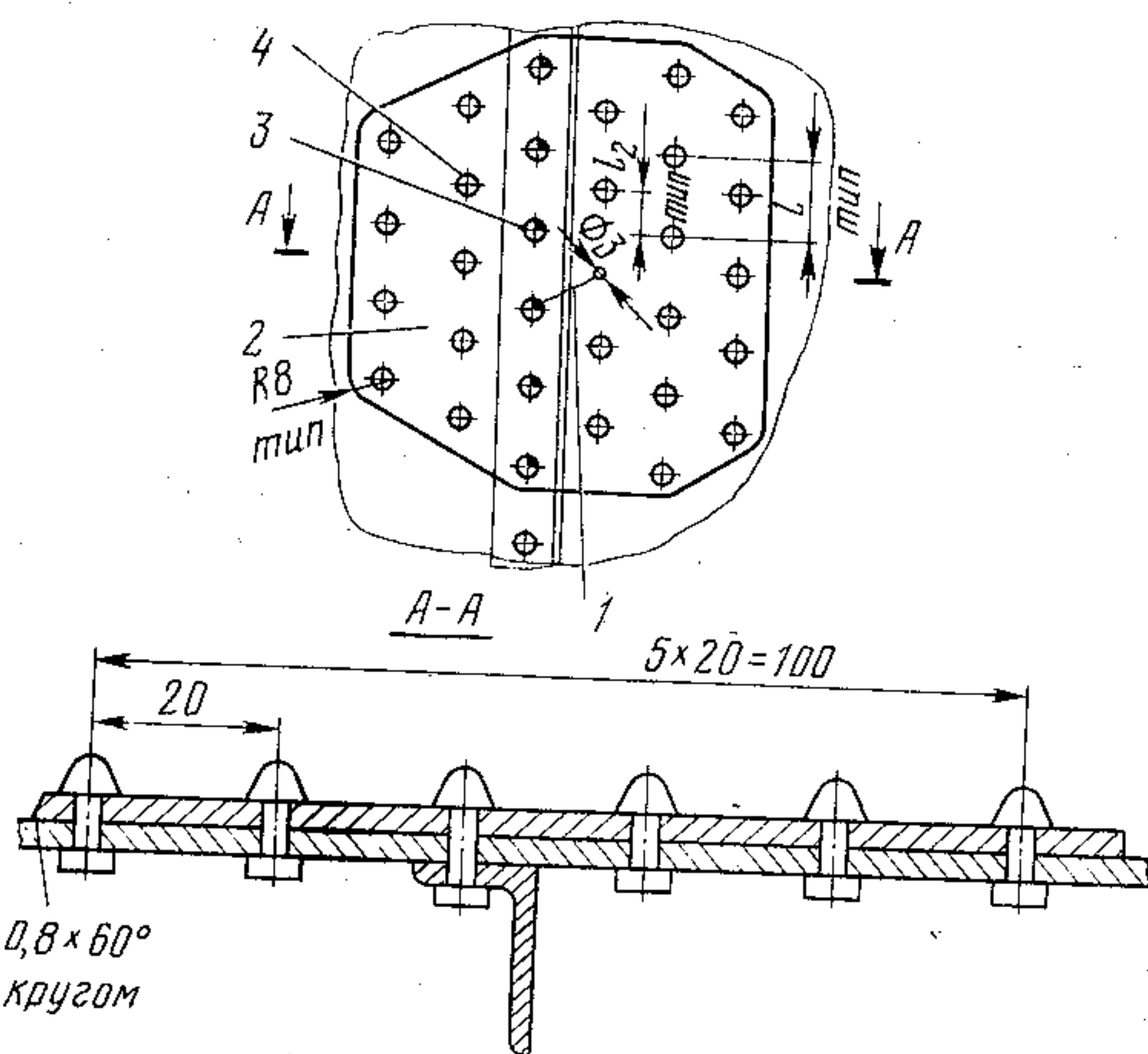


Рис. 40. Эскиз по текущему ремонту узла интерцептора (установка накладки):

1 — трещина; 2 — накладка Д16АТ л. 1; 3, 4 — заклепки В65-3В4-1

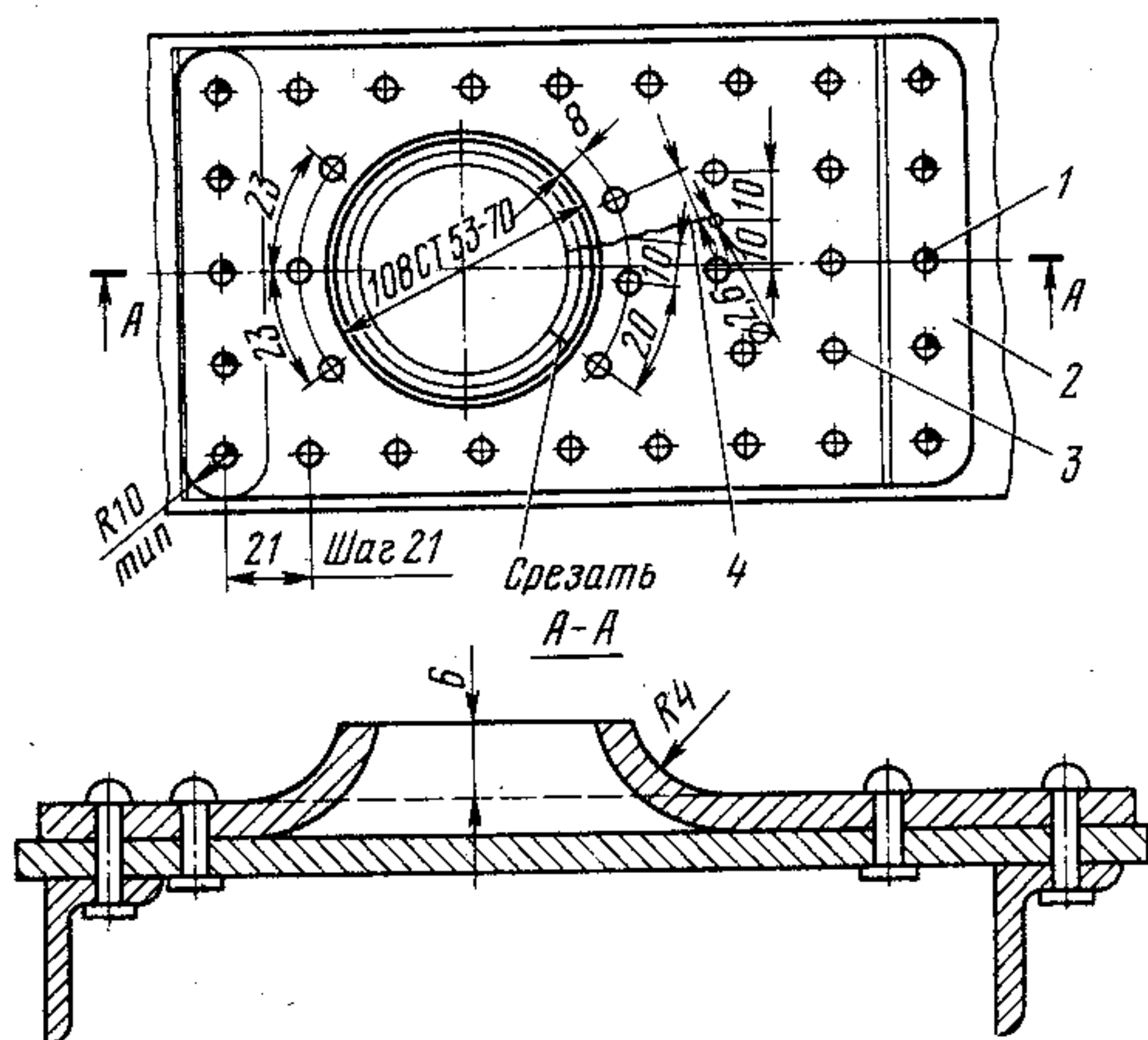


Рис. 41. Эскиз по текущему ремонту узла интерцептора (стенки лонжерона):

1, 3 — заклепки В65-3к4-1, В65-3к3, 5-1; 2 — окантовка Д16АМ л. 1,5; 4 — трещина

При повреждении законцовочного профиля текущий ремонт производить согласно рис. 42.

При наличии повреждения на переднем торце обшивок на обшивку установить накладку согласно рис. 43. Клепку следует производить через отверстия выштамповок на стенке лонжерона.

2.7. ЭЛЕРОНЫ

Краткие сведения о конструкции

Элероны предназначены для обеспечения поперечной управляемости самолета, расположены в хвостовой части ОЧК и состоят из двух секций — внутренней и внешней (рис. 44). Внутренняя секция расположена между нервюрами № 15 и № 19, внешняя — между нервюрой № 19 и концевым обтекателем крыла. Внутренняя секция элерона подвешена на двух кронштейнах, а внешняя — на трех, установленных на II лонжероне ОЧК.

Отклонение элерона производится при помощи двух поводков, которые установлены между нервюрами № 17—№ 18 и между нервюрами № 19—№ 20. На внутренней секции элерона установлен триммер-флетнер, на внешней — флетнер. Секции элерона сходны по конструкции и состоят из лонжерона, нервюр, обшивки и съемных носков. На продольной балочке носка элерона установлены литые стальные грузы, предназначенные для массовой балансировки элерона. Обшивка элерона выполнена из материала Д16АТВ

Рис. 42. Эскиз по текущему ремонту узла интерцептора (законцовочного профиля):

1, 2, 3, 5, 6 — заклепки АМГ5П-3в3-1; 4 — законцовочный профиль МА-1; 7 — трещина

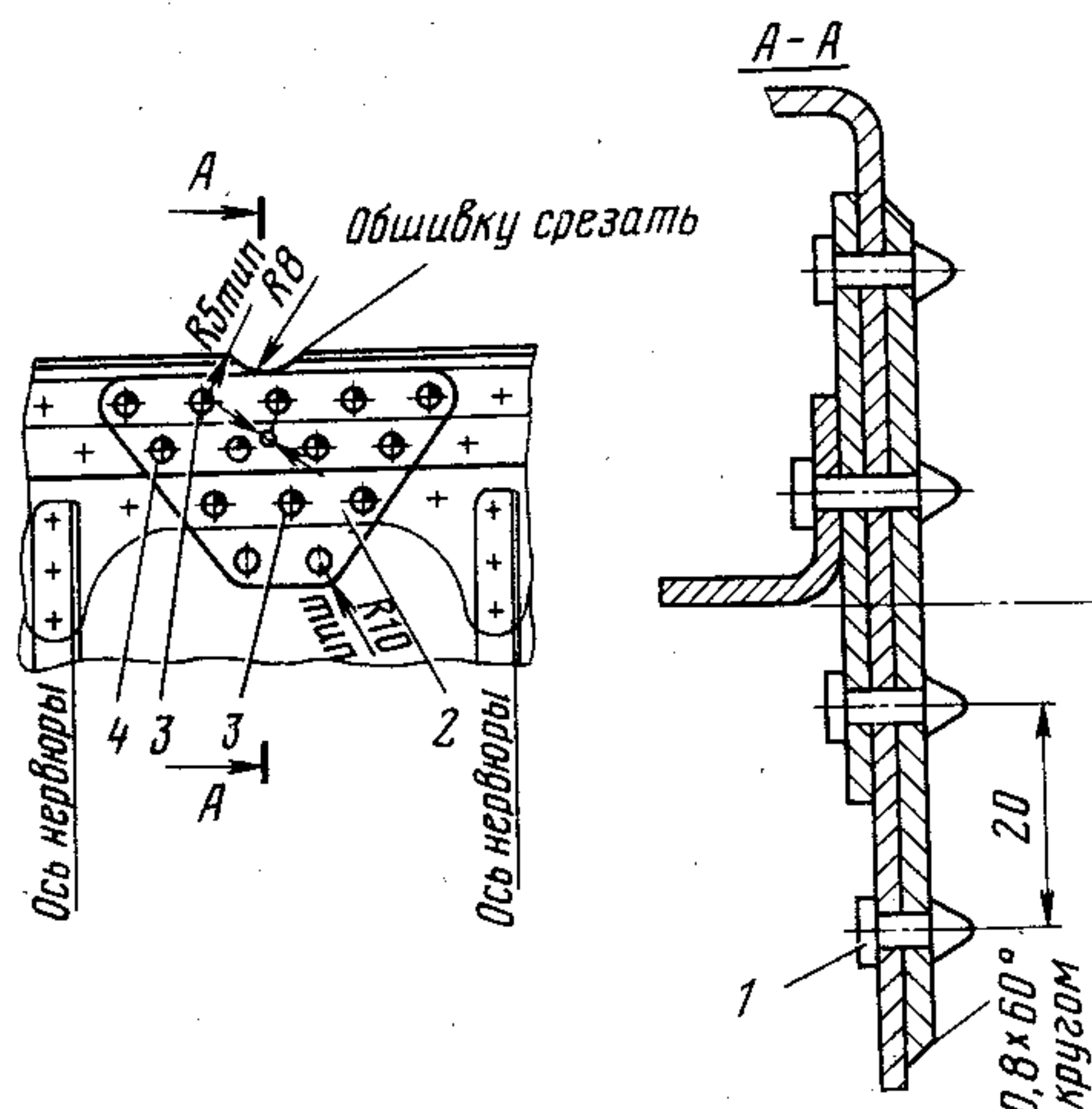


Рис. 43. Эскиз по текущему ремонту узла интерцептора (установка накладки):

1, 3, 4 — заклепки В65-3в4-1; 2 — накладка Д16АТ л. 1

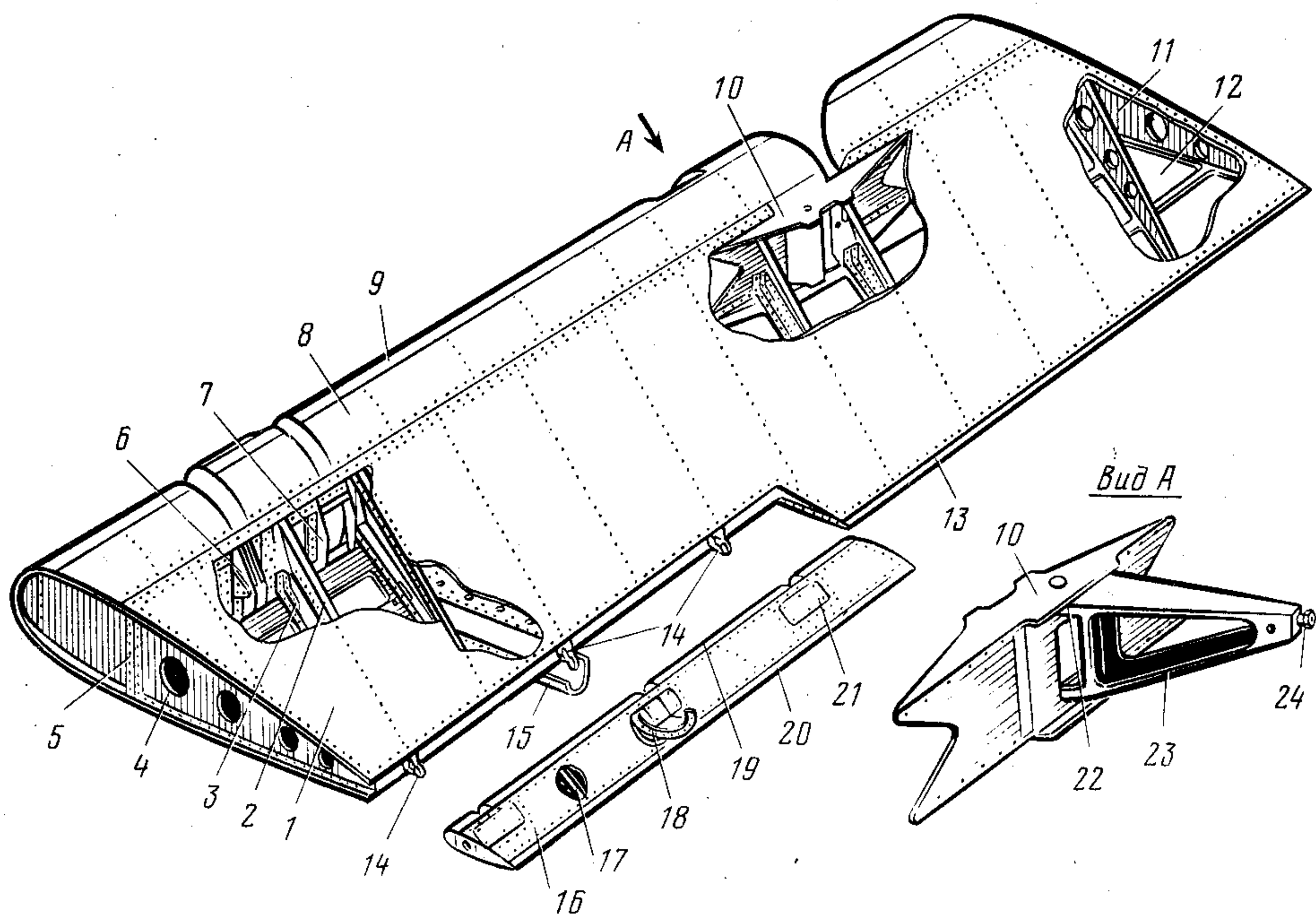


Рис. 44. Элерон (внутренний отсек):

1 — верхняя панель; 2 — полунервюра верхней панели; 3 — полунервюра нижней панели; 4, 11 — торцевые нервюры; 5 — лонжерон элерона; 6 — кронштейн навески элерона; 7 — кронштейн крепления качалки управления триммером; 8 — съемный носок; 9 — съемная часть обшивки носка элерона; 10 — кронштейн навески и управления элероном; 12 — нижняя панель; 13, 20 — профили (ножи); 14 — кронштейн подвески триммер-флетнера; 15 — съемный обтекатель; 16 — триммер-флетнер; 17 — нервюра; 18 — рычаг управления триммером-флетнером; 19 — съемный носок триммер-флетнера; 21 — монтажный лючок; 22 — ушки крепления рычага управления элероном; 23 — рычаг (поводок) управления элероном; 24 — штырь (палец)

л. 1,0, в промежутках между нервюрами химически фрезерована до 0,6 мм. На нижней обшивке имеются люки для доступа к кронштейнам навески элерона и съемные обтекатели, закрывающие тяги управления триммером и флетнером.

Триммер-флетнер (как и флетнер) — цельнометаллический, клепаной конструкции, с массовой компенсацией. Подвешен он к элерону на трех кронштейнах. К среднему кронштейну прикреплен рычаг управления. Каркас триммера-флетнера состоит из лонжерона швеллерного сечения и штампованных из дюралюминиевого листа нервюр. Обшивка выполнена из материала Д16АТВ л.1,0, химически фрезерована между нервюрами до толщины 0,6 мм. Съемные носки триммера-флетнера представляют собой стальные грузы

для массовой компенсации, прикрепленные винтами к каркасу.

Кронштейны навески триммера-флетнера и законцовочный профиль выполнены из магниевых сплава.

Технические условия на эксплуатацию

1. На обшивке элеронов допускаются: царапины глубиной не более 10% обшивочного листа длиной до 250 мм; забоины глубиной не более 10% толщины обшивочного листа; потертости, задиры, следы местной коррозии глубиной до 10% толщины обшивочного места, площадью до 1 см²; вмятины глубиной до 2 мм на площади свыше 4 см²; засверленные сверлом диаметром 2 мм трещины обшивки длиной не более шага за-

клепок рядом расположенного заклепочного шва.

2. Допускается осевой люфт элеронов до 2 мм.

3. На законцовочном профиле элерона допускаются: царапины глубиной до 0,5 мм, длиной до 50 мм не более 3 шт. на 1 пог.м; забоины по задней кромке глубиной до 3 мм, не более 2 шт. на 1 пог.м; обработанная поверхностная коррозия глубиной до 8% толщины материала и площадью до 4 см², не более двух очагов коррозии на 1 пог.м.

4. На обшивках триммера-флетнера допускаются: механические повреждения глубиной до 0,1 мм, длиной в продольном направлении до 50 мм, в поперечном направлении до 30 мм по 1 шт. между нервюрами; плавные вмятины глубиной до 2 мм.

5. На законцовочном профиле триммера-флетнера допускаются: царапины глубиной до 0,5 мм и длиной до 30 мм, до 4 шт.; забоины глубиной до 0,6 мм, до 3 шт. площадью 3—4 см²; засечки на задней кромке глубиной до 3 мм, не более 4 шт. на всей длине триммера-флетнера; очаги обработанной коррозии, которые после зачистки дают ослабление поперечного сечения до 10%, не более трех.

6. При обнаружении повреждений, превышающих допуска, указанные выше, элероны, триммеры-флетнеры и флетнеры подлежат текущему ремонту в порядке, приведенном в подразд. 2.17. После ремонта необходимо произвести балансировку, а при установке на самолет проверить пра-

вильность отклонения и наличия зазоров между смежными агрегатами планера.

Балансировка элеронов и их триммеров

После выполнения доработки или устранения повреждений на элеронах и их триммерах путем установки усиливающих накладок необходимо выполнить балансировку элеронов и триммеров. Балансировка элеронов обеспечивает безопасность полета самолета от элеронных форм флаттера. Достигается она установкой в лобовой части элеронов стальных контргрузов.

Балансировка элеронов. Ее проводят на балансировочном стенде (рис. 45) в горизонтальном положении на соосных опорах с подшипниками качения по следующей технологической схеме.

1. Подготовить элероны к балансировке: проверить укомплектованность элеронов тягами и деталями; открыть лючки внутреннего элерона по первому и второму узлам навески; открыть лючки внешнего элерона по первому и третьему узлам навески; развернуть лючки на 180° вдоль оси вращения и закрепить каждый лючок на два винта; установить остальные винты на свои прежние места в окантовках; проверить полноту восстановления лакокрасочных покрытий на внутреннем (внешнем) элероне; осмотреть внутренний (внешний) элерон на отсутствие посторонних предметов.

2. Установить внутренний (внешний) элерон на весы и взвесить с точностью $\pm 0,5\%$.

3. Установить внутренний (внешний) элерон в приспособление для балансировки и закрепить его по двум крайним опорам штырями диаметром 10С.

Для внутреннего элерона лючки установить на место и закрыть.

4. Нанести на верхней панели внутреннего (внешнего) элерона ось

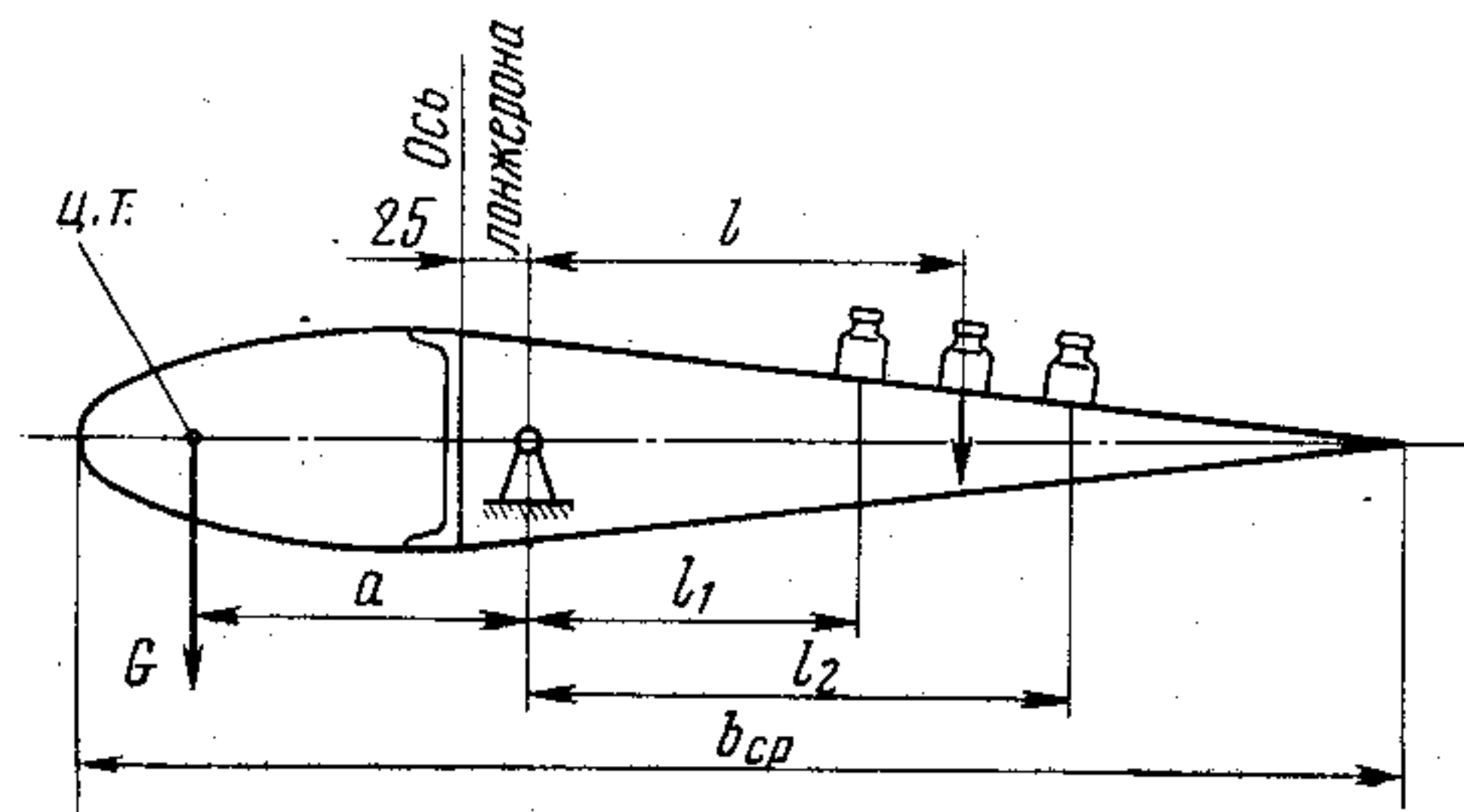


Рис. 45. Схема балансировки элерона

вращения, отложив для этого размер 25 мм от оси лонжерона элерона.

5. Нанести на верхней панели внутреннего (внешнего) элерона ось средней хорды $b_{\text{ср}}$: для внутреннего элерона $b_{\text{ср}}$ проходит по оси нервюры № 6, для внешнего — по оси нервюры № 7.

6. Определить расстояние l от оси вращения элерона до центра тяжести (ц. т.) балансировочной гири P при расположении элерона в горизонтальном положении.

7. Установить внутренний (внешний) элерон в горизонтальное положение. Установить по средней хорде элерона балансировочную гирю $P=5$ кгс на расстоянии l от оси вращения, отбалансировать элерон по

формуле $\pm a = \frac{Pl}{G}$, где a — расстоя-

ние от оси вращения элерона до его центра тяжести; G — вес элерона; знак «—» обозначает, что центр тяжести лежит впереди оси вращения; знак «+» обозначает, что центр тяжести лежит сзади оси вращения.

Расстояние $l = (l_1 + l)/2$, где l_1 и l — расстояния от оси вращения элерона до центра тяжести балансировочной гири, передвигаемой соответственно от задней кромки к носку в момент начала движения задней кромки вверх и от носка к задней кромке в момент начала движения задней кромки вниз (при первоначальном положении элерона в горизонтальном положении).

Допустимые значения балансировки элеронов см. в табл. 12. Если фактические значения не совпадают с табличными, необходимо изменить вес контргрузов и повторить процесс заново.

8. Снять лючки по 1-му и 2-му узлам навески внутреннего элерона.

9. Снять внутренний (внешний) элерон с балансировочного приспособления, вынув по опорам штыри, и положить на ложемент.

10. Отвернуть винты крепления съемных носков и снять съемные носки по внутреннему и внешнему элеронам.

11. Отвернуть винты крепления съемных грузов, снять грузы по внутреннему и внешнему элеронам.

12. Взвесить снятые грузы по внутреннему (внешнему) элерону. В случае балансировки в сторону носка высверлить необходимую массу диаметром 10 мм равномерно по всем грузам, засверловки покрыть грунтом для антикоррозионной защиты.

В случае балансировки в сторону задней кромки установить между грузом и балочкой стальные кадмированные пластины толщиной 1 мм равномерно по всем грузам. Пластины подбирать по массе. Крепятся пластины по тем же отверстиям, что и грузы.

13. По окончании операций по п. 12 взвесить грузы.

14. Установить грузы по внутреннему (внешнему) элерону на свои места и закрепить винтами.

15. Установить съемные носки по внутреннему (внешнему) элерону на свои места и закрепить винтами.

16. Операции повторять до получения необходимых значений балансировки.

17. Проверить момент балансировки по формуле: $M = Pl$.

18. Снять штыри крепления элерона к опорам стенда и снять отбалансированный элерон, положить на ложемент.

19. Параметры балансировки записать в нивелировочный паспорт самолета.

Балансировка триммеров элеронов. Она обеспечивает безопасность полета самолета от триммерных форм флаттера. Триммер балансируется со всеми деталями, но без тяг. Доведение балансировки до требуемых значений осуществляется съемными контргрузами (рис. 46).

Балансировка проводится на балансировочном стенде в горизонтальном положении на соосных опорах с подшипниками качения по следующей технологической схеме.

1. Подготовить триммеры элеронов к балансировке: отвернуть винты

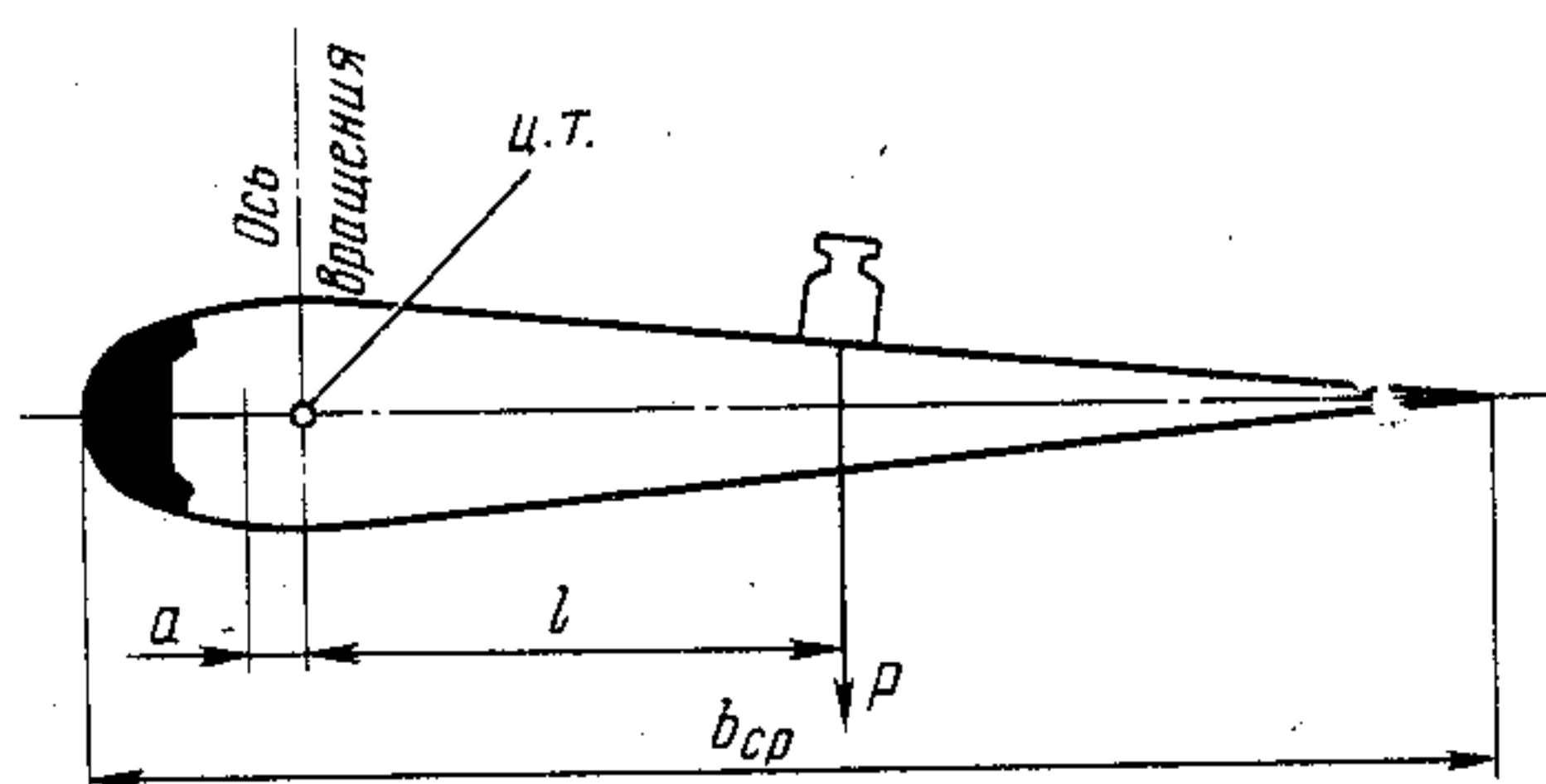


Рис. 46. Схема балансировки триммера элерона

крепления лючков и снять лючки триммера внутреннего элерона и лючки триммера внешнего элерона; развернуть лючки на 180° вдоль оси вращения и закрепить каждый из лючков на два винта; установить остальные винты лючков на свои места в окантовках; осмотреть триммер (флетнер) на отсутствие посторонних предметов.

2. Установить триммер (флетнер) на весы и взвесить с точностью $\pm 0,5\%$.

3. Установить триммер (флетнер) в приспособление для балансировки и крепить по двум крайним опорам штырями диаметром 4С.

4. Установить триммер (флетнер) в горизонтальное положение. Отклонить триммер (флетнер) от горизонтального положения вверх, а затем вниз; и в том, и в другом случае триммер (флетнер) должен вернуться в свое первоначальное (горизонтальное) положение.

5. В случае несоблюдения данного условия необходимо:

снять триммер (флетнер) с опор стенда, предварительно вынув штыри, и положить на ложементы;

Таблица 12

Орган управления	Допустимое расстояние от оси вращения до центра тяжести a , см	Допустимая балансировка $\sigma = a/b_{ср} 100, \%$
Внутренний отсек с триммером	$-2,185 \div -2,375$	$-2,3 \div -2,5$
Триммер отдельно	$0 \div -0,03$	$0 \div -0,2$
Внешний отсек с флетнером	$-1,68 \div -1,85$	$-2,3 \div -2,5$
Флетнер отдельно	$0 \div -0,030$	$0 \div -0,2$

отвернуть винты и снять контргрузы с триммера внутреннего элерона и флетнера внешнего элерона.

6. Взвесить контргрузы.

7. Довести контргрузы до требуемой массы:

а) если задняя кромка уходит вверх, необходимо подфрезеровать грузы равномерно по всей длине на требуемую глубину, но не более 2 мм на ширину 10 мм. Места фрезеровки покрыть грунтом;

б) если задняя кромка уходит вниз, необходимо равномерно установить по грузам с внутренней стороны необходимые по массе стальные полоски и приварить их к грузу электросваркой. Покрыть доработанное место грунтом.

8. Установить контргрузы триммера (флетнера) на свои места и закрепить винтами. Предварительно после доработки грузы взвесить.

9. Вычислить вновь полученную массу триммера (флетнера).

10. Операции повторять до получения 100%-ной балансировки. Допустимые значения балансировки смотри в табл. 12.

11. Параметры балансировки записать в нивелировочный паспорт самолета.

2.8. ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Краткие сведения о конструкции хвостового оперения

Хвостовое оперение предназначено для обеспечения продольной, путевой устойчивости и управляемости самолета. Хвостовое оперение самолета — стреловидное, однокилевое, Т-образное, цельнометаллической конструкции. Оно состоит из горизонтального (стабилизатора и руля высоты) и вертикального (киля и руля направления) оперений. Каждый агрегат хвостового оперения состоит из силового набора (каркаса) и работающей обшивки.

Оперение крепится к фюзеляжу двумя болтами диаметром 28 Хз

по переднему лонжерону киля к узлам шпангоута № 55 и двумя болтами диаметром 32 Хз по II лонжерону киля к узлам шпангоута № 60. Болты навески оперения выполнены из стали 30ХГСНА. Агрегаты оперения, в основном, выполнены из дюралевых сплавов типа Д16, АК8. Высоконагруженные узлы и болты выполнены из сталей типа 30ХГСНА, 30ХГСН. Малонагруженные детали выполнены из магниевых сплавов типа МА1, МА2, МА5.

Краткие сведения о конструкции горизонтального оперения

Стабилизатор, входящий в состав горизонтального оперения (рис. 47), выполнен по двухлонжеронной схеме и состоит из двух консолей, которые стыкуются между собой по I и II лонжеронам при помощи специальных узлов, выполненных из материала АК8, и накладок из стали 30ХГСА. Узлы навески стабилизатора, при помощи которых он четырьмя болтами закрепляется на киль, выполнены из материала АК8 и попарно расположены на I и II лонжеронах. Так как стабилизатор управляемый, то по I лонжерону он закреплен к килю через специальное устройство, обеспечивающее управление стабилизатором. Ось вращения стабилизатора совпадает с осью II лонжерона.

Консоль стабилизатора состоит из следующих элементов: I и II лонжеронов с узлами стыковки и навески, корневой и торцевой нервюр, промежуточных нервюр, концевого обтекателя, обшивочных панелей со стрингерами (верхняя панель имеет съемную монтажную ленту, закрепленную на анкерных гайках и винтах), электрообогревных носков, залонжеронной части, узлов навески руля высоты и его карданной части.

Панели образуют верхнюю и нижнюю поверхности стабилизатора. По конструкции они однотипны и состоят из обшивки и стрингеров. Листы обшивок верхней и нижней панелей выполнены из материала Д16АТВ

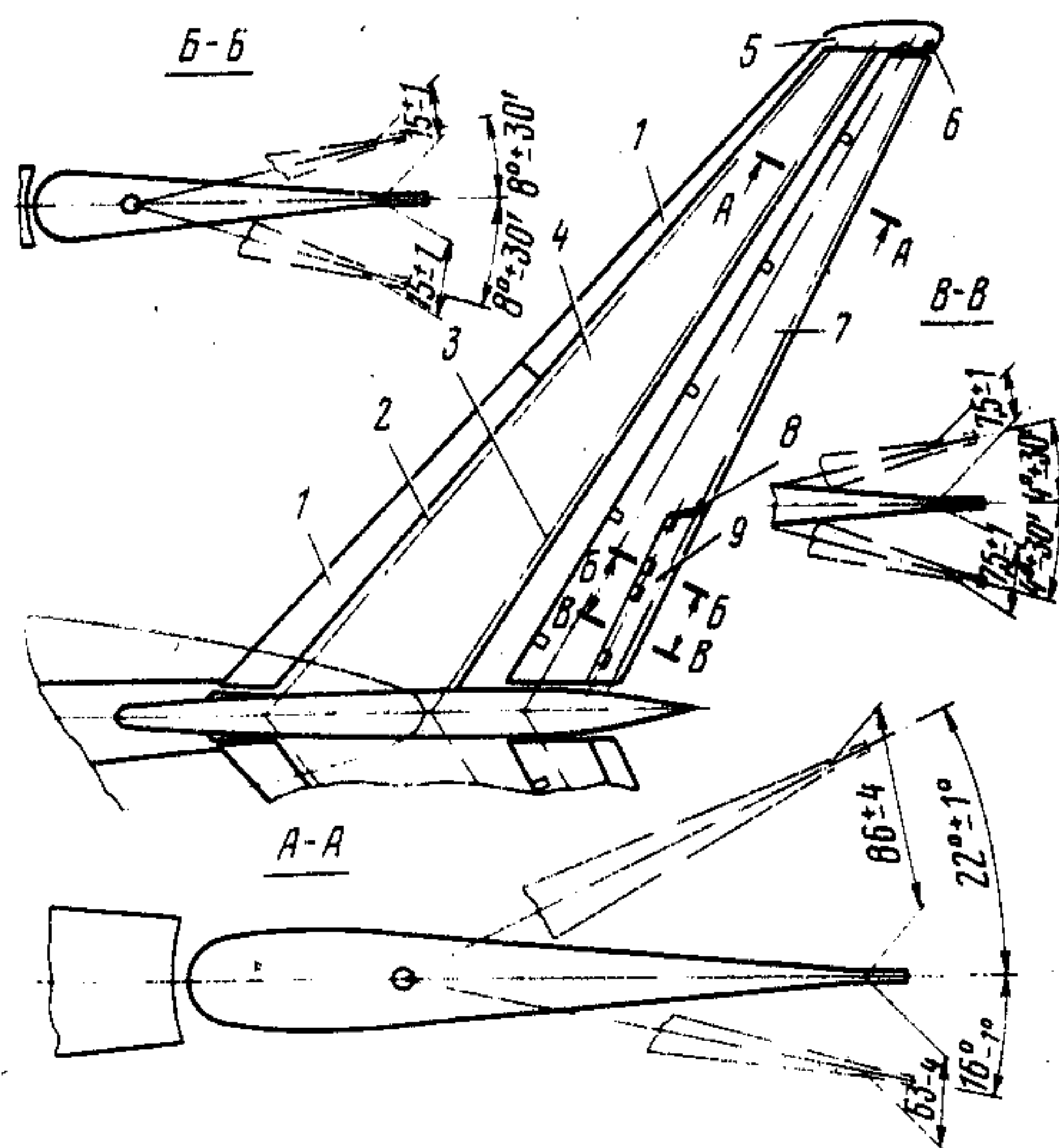


Рис. 47. Схема горизонтального оперения:

1 — съемный носок; 2 — лонжерон; 3 — II лонжерон; 4 — консоль стабилизатора; 5 — концевой обтекатель; 6 — место замера отклонения РВ; 7 — РВ; 8 — место замера отклонения триммера РВ; 9 — триммер; А — А — отклонение РВ при угле стабилизатора от $-1^{\circ}30'$ до -3° ; Б — Б — отклонение триммера от тросового управления; В — В — отклонение триммера при электроуправлении

л.1,5. Стрингеры изготовлены из пресованных профилей уголкового сечения и расположены параллельно оси II лонжерона. Обшивка верхней и нижней панелей крепится к лонжеронам, стрингерам и нервюрам заклепками. Технологическая лента (съемная) по верхней панели крепится к стрингерам винтами.

Рядовые нервюры и мембраны представляют собой тонколистовые штампованные детали с отверстиями облегчения и отбортовками жесткости. Нервюры подкреплены стойками, имеют пояса, выполненные с компенсаторами из пресованного таврового профиля.

Силовые нервюры и лонжероны стабилизатора представляют собой клепаные балки, состоящие из поясов и стенок, подкрепленных стойками. Стенки выполняются из материала Д16АТ переменной толщины методом химического фрезерования.

Носок стабилизатора состоит из двух отсеков, каждый из которых собран из обогреваемой и необогре-

ваемой частей обшивки, мембран, стоек и тавровых профилей. На внутреннюю сторону обогреваемой части обшивки наклеено электрическое противообледенительное устройство. Носок прикреплен к поясам I лонжерона болтами с потайными головками.

Залонжеронная часть расположена за II лонжероном и состоит из мембран, верхней и нижней обшивок и задней зашивки. Крепится залонжеронная часть ко II лонжерону заклепками.

Концевой обтекатель стабилизатора состоит из верхней и нижней обшивок, двух нервюр, шести мембран, обода и ножа.

Плавный переход обводов стабилизатора на киль и стабилизатора на концевой обтекатель киля осуществляется посредством зализов, верхнего и нижнего. Конструктивно зализы выполнены из обшивки, мембран, профилей из материала Д16. Зализы съемные и крепятся при помощи анкерных гаек и винтов.

Руль высоты (РВ) — однолонжеронной конструкции, состоит из двух половин, соединенных между собой карданным валом. Каждая половина РВ подвешена шарнирно к пяти кронштейнам, установленным на II лонжероне стабилизатора по силовым нервюрам № 6, 10, 14, 18, 22 и состоит: из лонжерона, залонжеронной балки, силовых рядовых и торцевых нервюр, подтриммерной балочки, кронштейнов подвески триммера, верхней и нижней обшивок, носка и триммера.

Руль высоты имеет осевую аэродинамическую компенсацию, равную 31%, и перебалансировку, равную 2%, т. е. центр масс руля расположен впереди оси вращения на расстоянии 2% длины средней хорды руля. К каждой половине РВ на четырех узлах подвешен триммер, который состоит из лонжерона узлов, поводка, верхней и нижней обшивок, нервюр и носка. Триммер сбалансирован, носки, выполненные из листовой стали, являются балансирующим

грузом. Для подхода к узлам навески РВ, триммеров и механизма управления триммером в их обшивках установлены лючки.

Технические условия на эксплуатацию горизонтального оперения

1. На обшивке панелей и стенках нервюр стабилизатора допускаются: царапины, риски и забоины глубиной до 10% толщины обшивки стенки; вмятины глубиной до 1,5 мм, площадью не более 2500 мм² с плавным переходом.

2. Допускаются засверленные сверлом диаметром 3 мм трещины на хвостовой части стабилизатора не более шага заклепок рядом расположенного заклепочного шва.

3. На носке стабилизатора допускаются: механические повреждения глубиной до 10% толщины обшивки; трещины в необогреваемой зоне длиной не более шага заклепок рядом расположенного заклепочного шва.

4. Допустимые зазоры между РВ и хвостовой частью стабилизатора, а также между РВ и триммером должны соответствовать указанным в технических условиях на текущий ремонт хвостового оперения.

5. В узлах навески стабилизатора допускается радиальный люфт до 0,4 мм и осевой — до 1 мм.

6. На обшивке концевой обтекателя стабилизатора допускаются: механические повреждения глубиной до 10% толщины обшивки; трещины не более шага заклепок рядом расположенного заклепочного шва.

7. На обшивке РВ, триммера допускаются: механические повреждения глубиной до 10% толщины обшивки; надрывы и забоины законцовочных профилей до 3 мм.

8. На стенках и поясах лонжеронов стабилизатора допускаются: царапины, риски и забоины глубиной до 10% толщины стенок и толщины поясов при произвольном расположении дефекта и до 15% толщины

поясов, когда дефект расположен строго вдоль пояса.

9. На стенках и полках лонжеронов РВ, залонжеронных и триммерных балочек допускаются царапины глубиной до 10% толщины элемента конструкции.

Краткие сведения о конструкции вертикального оперения

Киль, входящий в состав вертикального оперения (рис. 48), выполнен по двухлонжеронной схеме. Он состоит из следующих элементов: I и II лонжеронов, опорной, торцевой, силовых и промежуточных нервюр, правой и левой обшивочных панелей со стрингерами, съемных носков, имеющих противообледенительные воздушные устройства, концевой обтекателя, залонжеронной части, узлов навески руля направления. Все основные силовые элементы киля выполнены из материала типа Д16Т. Узлы навески руля направления изготовлены из материала АК8; узлы навески киля на фюзеляже и узлы, к которым крепится стабилизатор,— из стали 30ХГСА.

Руль направления (РН) подвешен к килю на четырех шарнирных узлах, имеет осевую аэродинамическую компенсацию, равную 30,55% и недобалансировку, равную 11,3—11,8%, т. е. центр масс руля расположен сзади оси вращения на указанное значение длины средней хорды руля. Руль направления состоит из лонжерона, носка, обшивочных панелей, триммера-флетнера, опорной вилки с фланцем, триммерной балочки, силовых, рядовых и торцевых нервюр, кронштейнов подвески триммера.

Носок руля, разделенный вырезами для кронштейнов подвески на три отсека, состоит из обшивки, мембран и носовой балки, к которой крепятся балансирующие грузы. Для стопорения руля в нейтральном положении и ограничения его поворота на предельно допустимые углы на носовой балке установлен сталь-

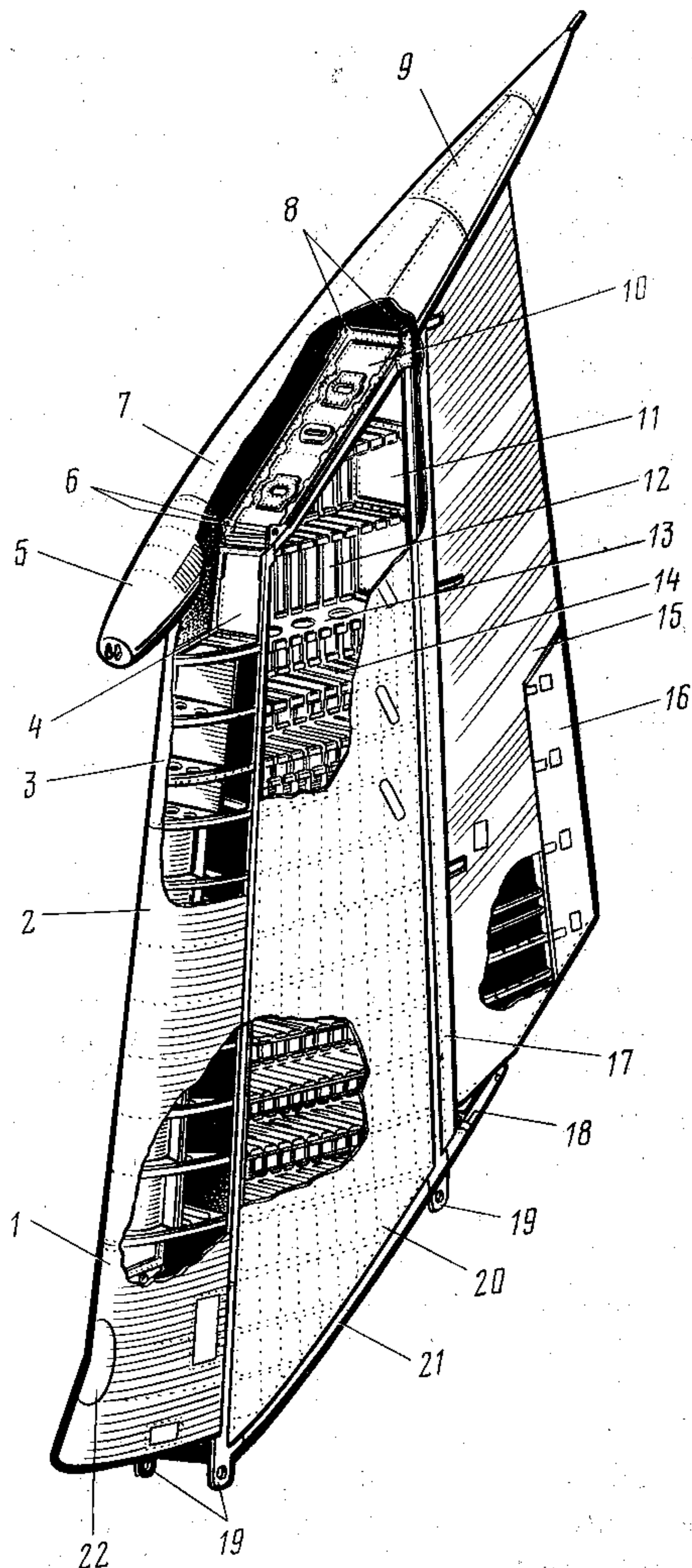


Рис. 48. Вертикальное управление:

1 — нижний отсек носка киля; 2 — средний отсек носка; 3 — верхний отсек носка; 4 — I лонжерон; 5 — носовая часть концевой обтекателя киля; 6 — фитинги крепления качалки управления стабилизатором; 7 — средняя часть концевой обтекателя киля; 8 — фитинги крепления стабилизатора; 9 — хвостовая часть концевой обтекателя; 10 — торцевая нервюра; 11 — II лонжерон; 12, 20 — панели; 13 — силовая нервюра; 14 — промежуточная нервюра; 15 — РН; 16 — триммер РН; 17 — хвостовая часть киля; 18 — опорный кронштейн РН; 19 — стыковые фитинги; 21 — опорная нервюра; 22 — воздухозаборник воздуховоздушного радиатора

ной кронштейн с гнездом стопора и клыками ограничения. Вилка и фланец опорного узла РН изготовлены из стали 30ХГСА. К РН на четырех узлах подвешен триммер-флетнер. Триммер-флетнер имеет осевую аэродинамическую компенсацию и 100%-ную балансировку и состоит из двух панелей, лонжерона, опорных узлов, носка с грузами.

Технические условия на эксплуатацию вертикального оперения

1. На обшивке киля и форкиля допускаются механические повреждения глубиной до 10% толщины обшивки.

2. На обшивке носков киля допускаются: механические повреждения (царапины, риски) глубиной до 10% толщины обшивки; надрывы и забоины по кромкам носков до 3 мм; трещины не более шага заклепок рядом расположенного заклепочного шва.

3. На обшивках РН, триммера-флетнера допускаются механические повреждения глубиной до 10% толщины обшивки, а на законцовочных профилях глубиной до 3 мм.

4. Допустимые зазоры между РН и хвостовой частью киля, а также между РН и триммером должны соответствовать величинам, указанным в технических условиях на текущий ремонт хвостового оперения.

5. Допускаются в канале воздухозаборника воздуховоздушного радиатора (ВВР) трещины длиной до 150 мм, при этом расстояние между трещинами должно быть не менее 100 мм.

6. На обшивке концевой обтекателя киля допускаются: механические повреждения глубиной до 10% толщины обшивки; трещины не более шага заклепок рядом расположенного заклепочного шва.

7. На стенках, поясах лонжеронов, силовых нервюр киля допускаются: царапины и забоины глубиной до 10% толщины стенок; царапины и забоины глубиной до 10% толщины поясов, идущие в любом направлении, и царапины глубиной до 15%, расположенные вдоль пояса.

Технические условия на текущий ремонт хвостового оперения

1. При ремонте руководствоваться общими техническими условиями на ремонт планера.

2. Первая зона с повышенными требованиями к качеству поверхности занимает передние 40% хорд на обеих сторонах горизонтального и вертикального оперения. К первой зоне относится и поверхность осевой компенсации РВ и РН, а также поверхность форкиля, за исключением полосы шириной 600 мм, примыкающей к поверхности фюзеляжа. Полоса поверхности форкиля и киля вблизи фюзеляжа и вся остальная поверхность оперения составляют вторую зону.

3. Уступы на стыках листов и съемных панелей поперек потока — не более 0,3 мм как для первой, так и для второй зон. Для стыков, идущих вдоль потока, уступы должны быть не менее 0,6 мм для первой зоны и не более 0,8 мм для второй зоны.

4. Уступы на кромках съемных зализов у фюзеляжа должны быть не более толщины материала зализа, а кромка зализа должна иметь фаску с наружной стороны. Для плотного прилегания зализов к обшивке кромку зализов подбортовать по всей длине обреза, кроме зализов стабилизатора с килем, обшивки которых перемещаются со стабилизаторов. В случае постановки накладки сверху обшивки на накладке необходимо снять фаску на $1/2$ — $2/3$ ее толщины.

5. Выступание и западание контура РВ (РН) относительно контура стабилизатора и киля допускается ± 1 мм для первой зоны и ± 2 мм для второй зоны (у РВ и РН). Выступание и западание контура носка триммера относительно контура РВ (РН) допускается ± 1 мм, а для остальной поверхности триммера — ± 2 мм.

6. Обводы горизонтального оперения в плане, вертикального оперения в боковой проекции и обтекателя киля должны быть выполнены с точностью ± 3 мм. Эти отклонения должны быть плавными и образовывать волну с относительной высотой не более 0,005 мм.

7. Углы установки стабилизатора в крайних положениях должны быть

равны $-1^{\circ}35' \pm 5'$ и $-3^{\circ} \pm 5'$. Установка стабилизатора должна быть выполнена в строгом соответствии с требованиями нивелировочного паспорта.

8. Навешенные рули должны свободно отклоняться в крайние положения. При монтаже рулей необходимо обеспечить следующие значения углов свободного отклонения рулей (высоты и направления) и их триммеров (без присоединенного управления):

Руль высоты, °, не менее:	
вверх	23
вниз	16
Руль направления, °, не менее:	
вправо	26
влево	26
Триммер РВ, °, не менее:	
вверх	8,5
вниз	8,5
Триммер-флетнер РН, °, не менее:	
влево	22
вправо	22

9. Зазор между триммером и рулем (РВ и РН) по торцевой диафрагме триммера в нейтральном положении (5 ± 1) мм, в крайних положениях триммеров — не менее 2 мм (рис. 49, 50).

10. Зазор между обтекателем щели (РВ и РН) и носком триммера — ($3 \pm 0,5$) мм.

11. Торцы триммеров могут не доходить до торцов рулей (РВ и РН) не более чем на 1 мм.

12. «Ножницы» между ножами триммеров и рулей в нейтральном положении — не более 2 мм.

13. В крайних отклоненных положениях РВ и РН (триммеров РВ и РН) с присоединенным управлением зазор между кронштейнами навески и элементами конструкции отклоненных агрегатов — не менее 1 мм.

14. В любом отклоненном положении РВ и РН (триммеров РВ и РН) зазор между кронштейнами навески и кромками вырезов в носках отклоняемых агрегатов для РВ и

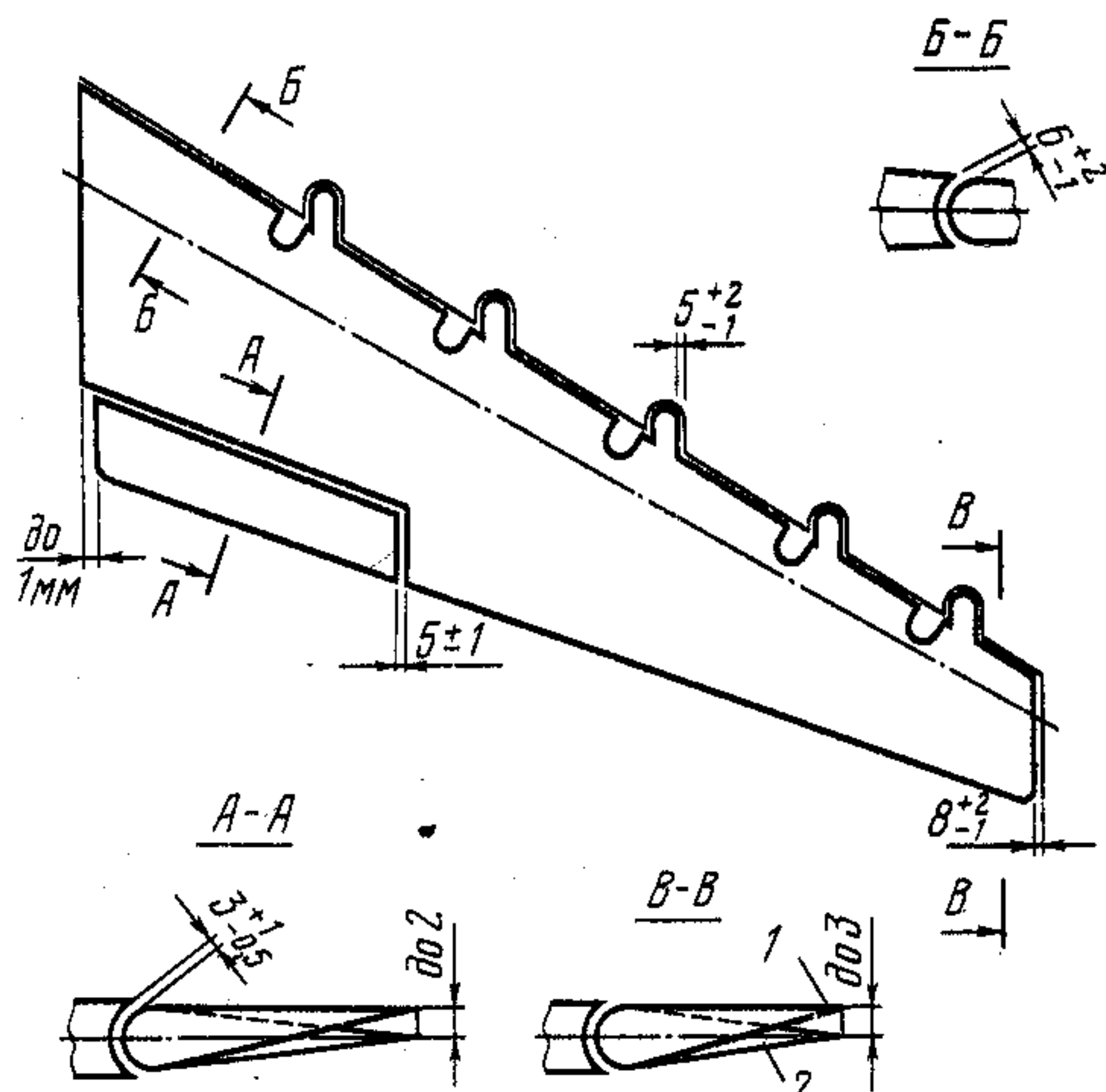


Рис. 49. Схема зазоров по РВ:
1 — РВ; 2 — концевой обтекатель стабилизатора

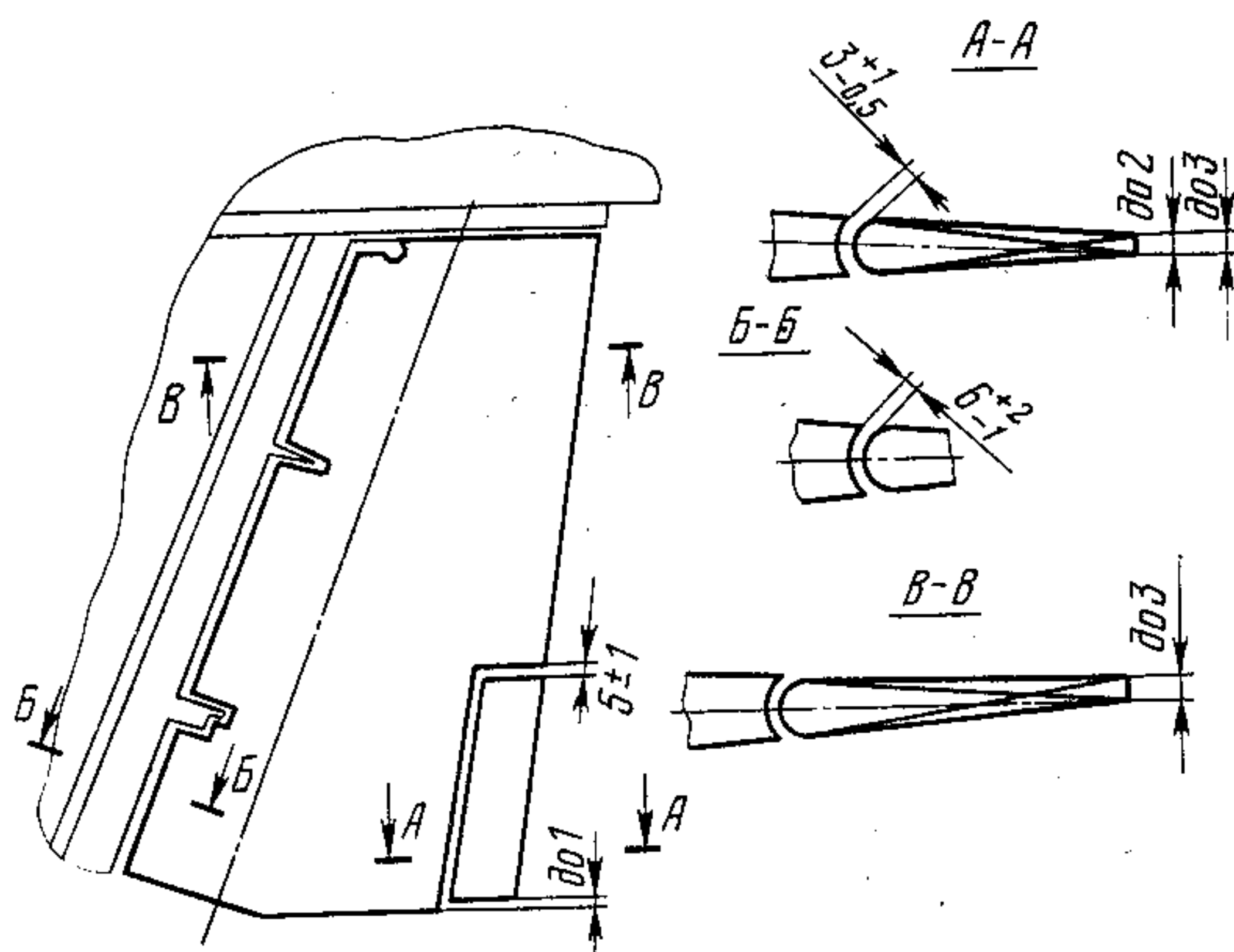


Рис. 50. Схема зазоров по РН

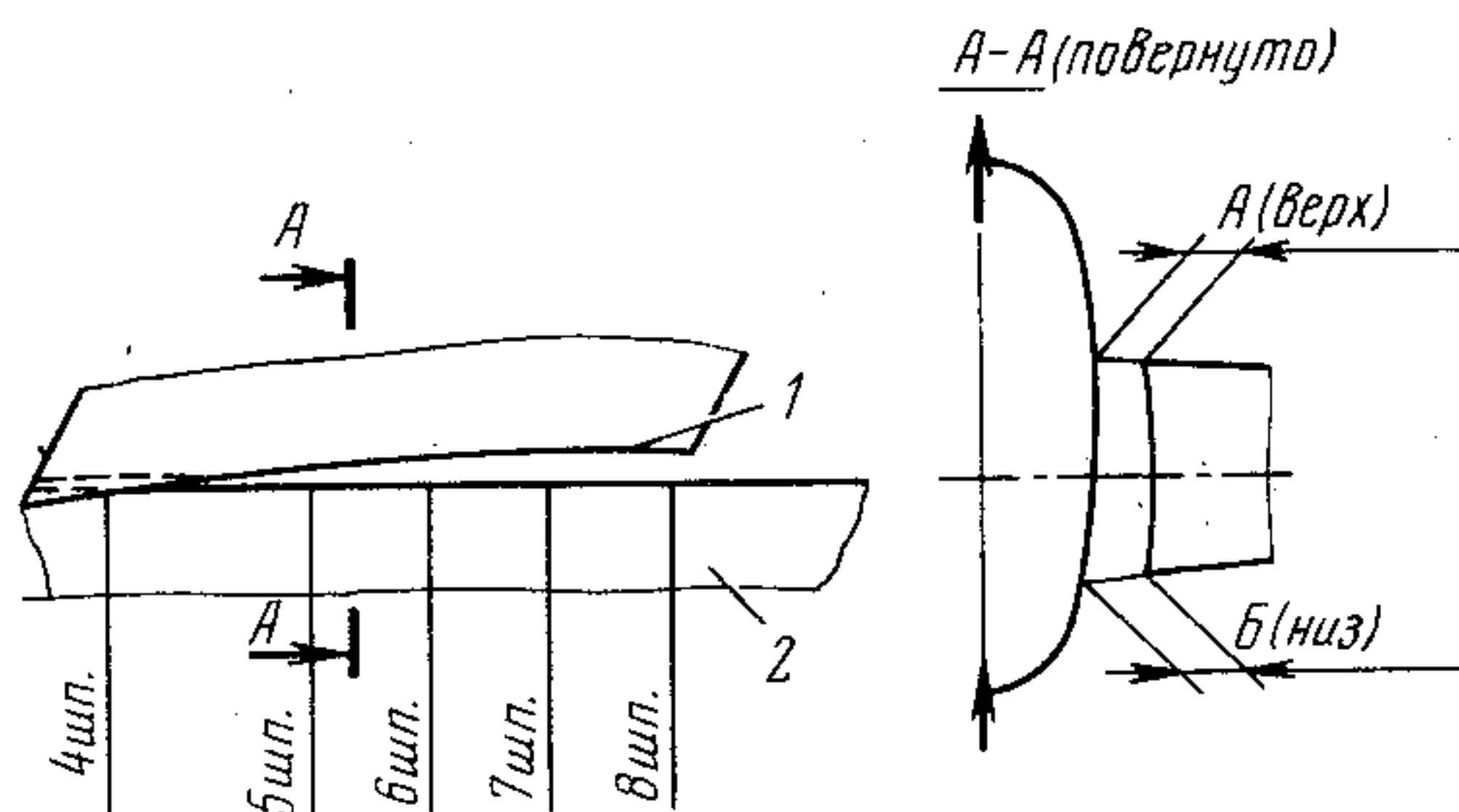


Рис. 51. Схема зазоров между торцом РВ

Таблица 13

Передняя кромка РВ	Зазор, мм, по шпангоутам обтекателя					Допуск
	4	5	6	7	8	
А	16,5	23,5	26,2	30,3	28,7	+4
Б	31,3	24,0	15,5	19,5	23,0	-2

Таблица 14

Зазор, мм, в точках замеров					Допуск	Примечание
А	Б	В	Г	Д		

Между торцом РН и концевым обтекателем киля

15	25	25	10	10	+2 -1	Между точками А и Б, Б и В, В и Г зазоры переменные
----	----	----	----	----	----------	---

Между торцом РН и настройкой под РН

19	19	38	10	10	+5 -2	Между точками Б и В, В и Г зазоры переменные
----	----	----	----	----	----------	--

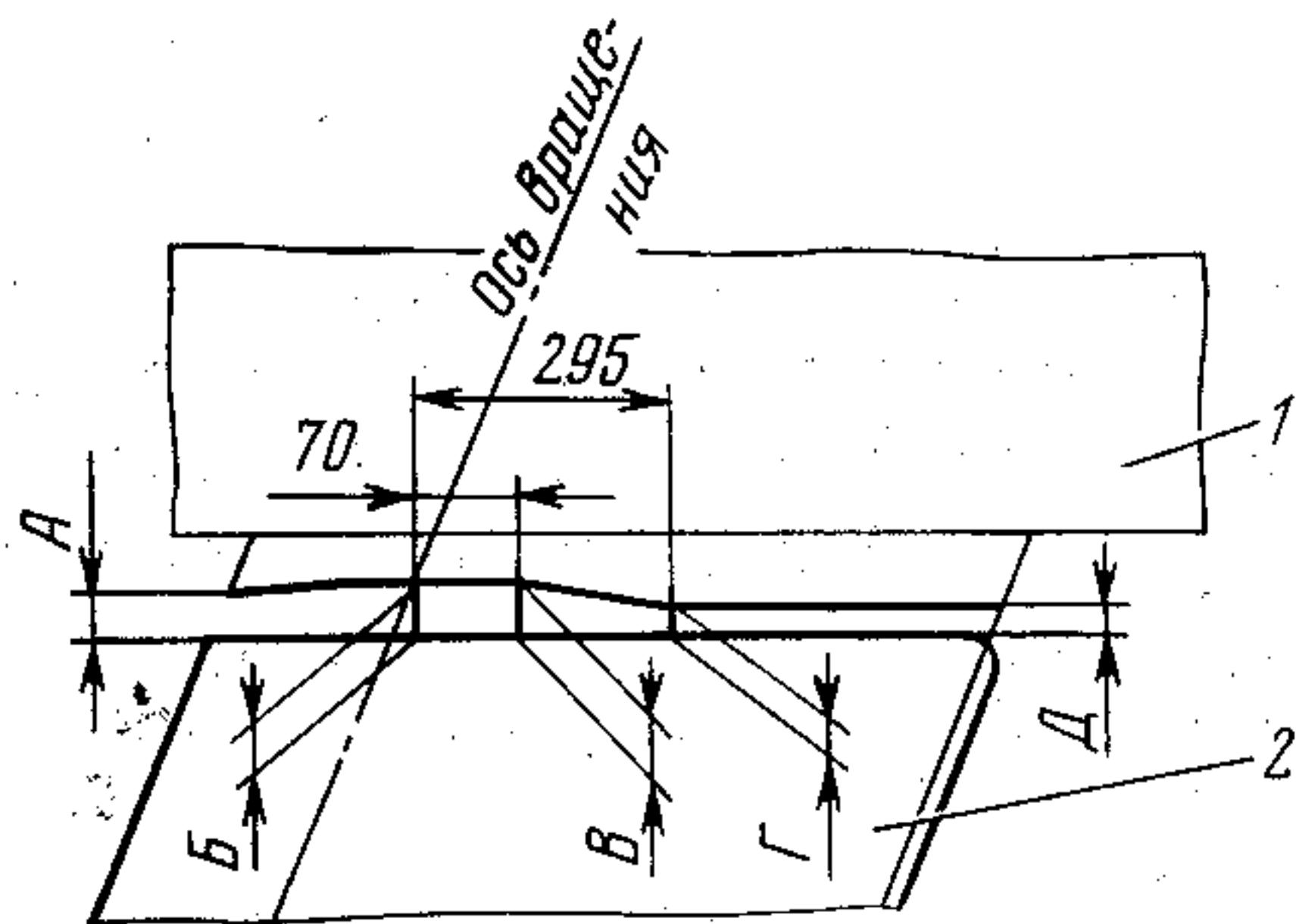


Рис. 52. Схема зазоров между верхним торцом РН и концевым обтекателем киля:

1 — концевой обтекатель; 2 — РН

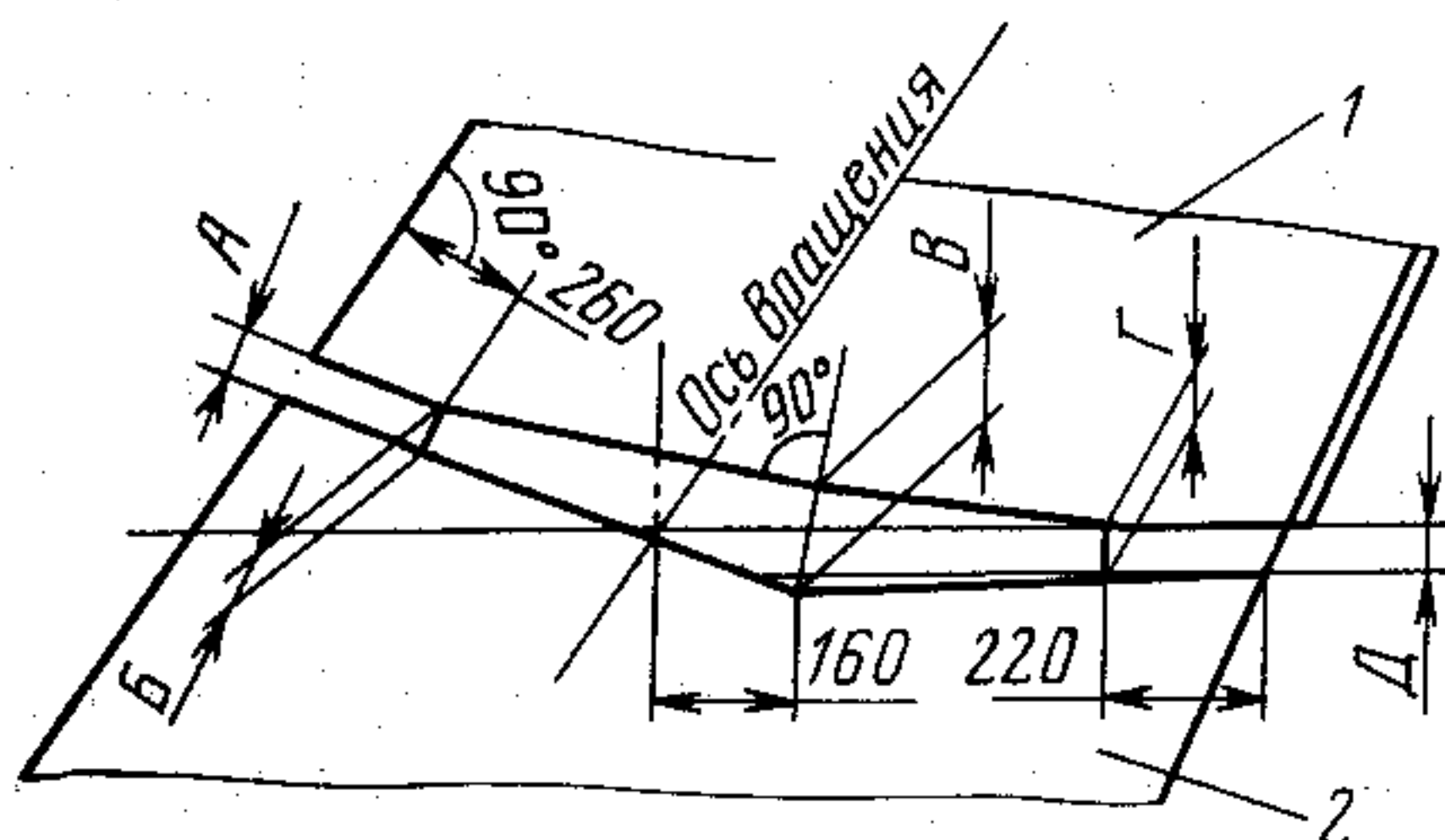


Рис. 53. Схема зазоров между нижним торцом РН и настройкой под РН:

1 — РН; 2 — настройка под РН

15. Зазор между залонжеронной обшивкой стабилизатора (киля) и носком РВ (РН) — (6 ± 1) мм.

16. Зазор между торцом РВ и концевым обтекателем стабилизатора в нейтральном положении — (8 ± 1) мм, во всех отклоненных положениях РВ — не менее 4 мм.

17. Зазор между торцом РВ и концевым обтекателем киля в нейтральном положении должен соответствовать рис. 51 и табл. 13. В отклоненных положениях РВ допускается местный зазор не менее 4 мм.

18. Зазор между выносными контргрузами РВ и вырезами в залонжеронной обшивке стабилизатора — (5 ± 1) мм.

19. В нейтральном положении РВ допускаются «ножницы» между РВ и концевым обтекателем стабилизатора по оси ножа до 3 мм.

20. Зазор между верхним торцом РН и концевым обтекателем киля в нейтральном положении РН должен соответствовать рис. 52 и табл. 14. В отклоненных положениях РН местный зазор не менее 4 мм.

21. Зазор между нижним торцом РН и надстройкой под РН в нейтральном положении должен соответствовать рис. 53 и табл. 14.

22. В нейтральном положении РН допускаются «ножницы» между РН и концевым обтекателем киля по оси ножа до 3 мм.

Устранение повреждений на хвостовом оперении

В процессе эксплуатации самолета на его хвостовом оперении могут возникать недопустимые царапины, забоины, вмятины, «хлопуны», пробоины, трещины и другие повреждения. Эти повреждения в зависимости от размеров и зоны расположения рекомендуется устранять при техническом обслуживании (текущем ремонте) самолета следующим образом.

1. При обнаружении на обшивках стабилизатора «хлопунов» устано-

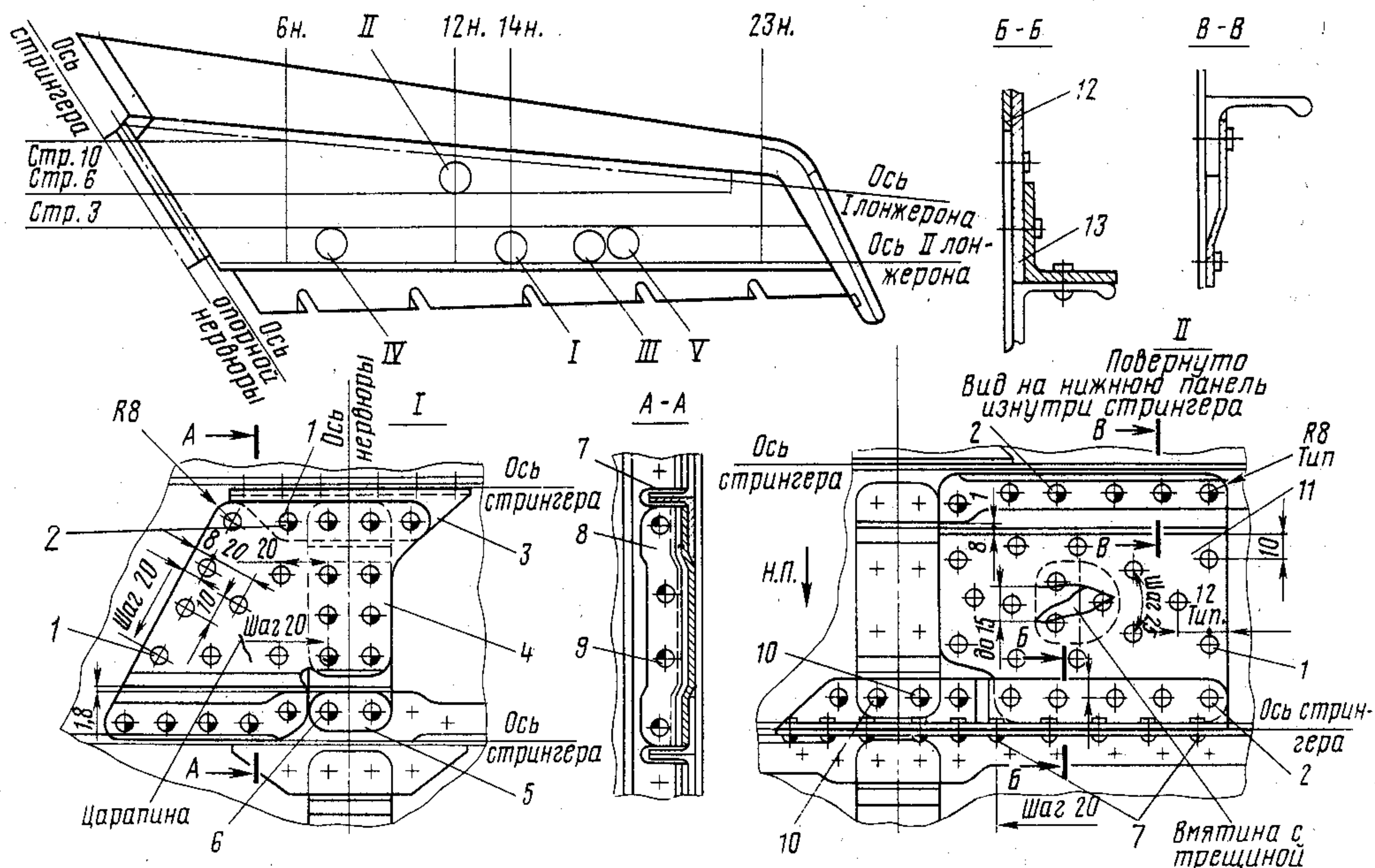


Рис. 54. Эскиз к текущему ремонту обшивки стабилизатора (узлы I, II):

1, 2, 6, 7, 8, 9, 10 — заклепки; 3, 13 — уголки Д16Т-Пр100-55; 4 — накладка Д16АТ л. 1, 2; 5 — прокладка Д16АТ л. 1, 2; 8 — профиль Д16Т-Пк308-2; 11 — накладка Д16АТ л. 1, 5; 12 — вкладыш Д16АТВ л. 1, 5

вить усиливающие профили или накладки.

2. Риски, царапины и забоины на обшивках стабилизатора, превышающие допустимые значения, установленные техническими условиями на эксплуатацию стабилизатора, устранить установкой усиливающей накладки (рис. 54, узел I).

3. При обнаружении на обшивках стабилизатора вмятин площадью до 30 см^2 , расположенных между стрингерами в районе нервюры, текущий ремонт производить согласно узлу III рис. 55.

4. При обнаружении пробоин в обшивке диаметром 6—15 мм, расположенных вблизи стрингера, установить вкладыш и усиливающий профиль (рис. 55, узел IV).

5. При наличии глубоких вмятин, не поддающихся правке, пробоин с условным диаметром 20—40 мм, трещин длиной до 40 мм в обшивках стабилизатора ремонт производить согласно узлу II рис. 54.

6. При наличии вмятин, не поддающихся правке, и пробоин с условным диаметром более 100 мм, трещин длиной более 100 мм в обшивках стабилизатора заменить поврежденные части листов согласно узлу V рис. 55.

7. При обнаружении трещин в поясе концевой нервюры концевой обтекателя стабилизатора удалить поврежденную часть пояса и перестыковать пояс нервюры усиливающим профилем.

8. Трещины в вертикальных полках стрингеров стабилизатора ремонтировать согласно варианту А (рис. 56).

9. При обнаружении трещин, царапин сверхдопустимых размеров в горизонтальных полках стрингеров установить вкладыш и усиливающие уголки по варианту Б (рис. 56).

10. Трещины на залонжеронных обшивках стабилизатора в зоне вырезов под узлы навески РВ ремонтировать согласно узлу II рис. 57.

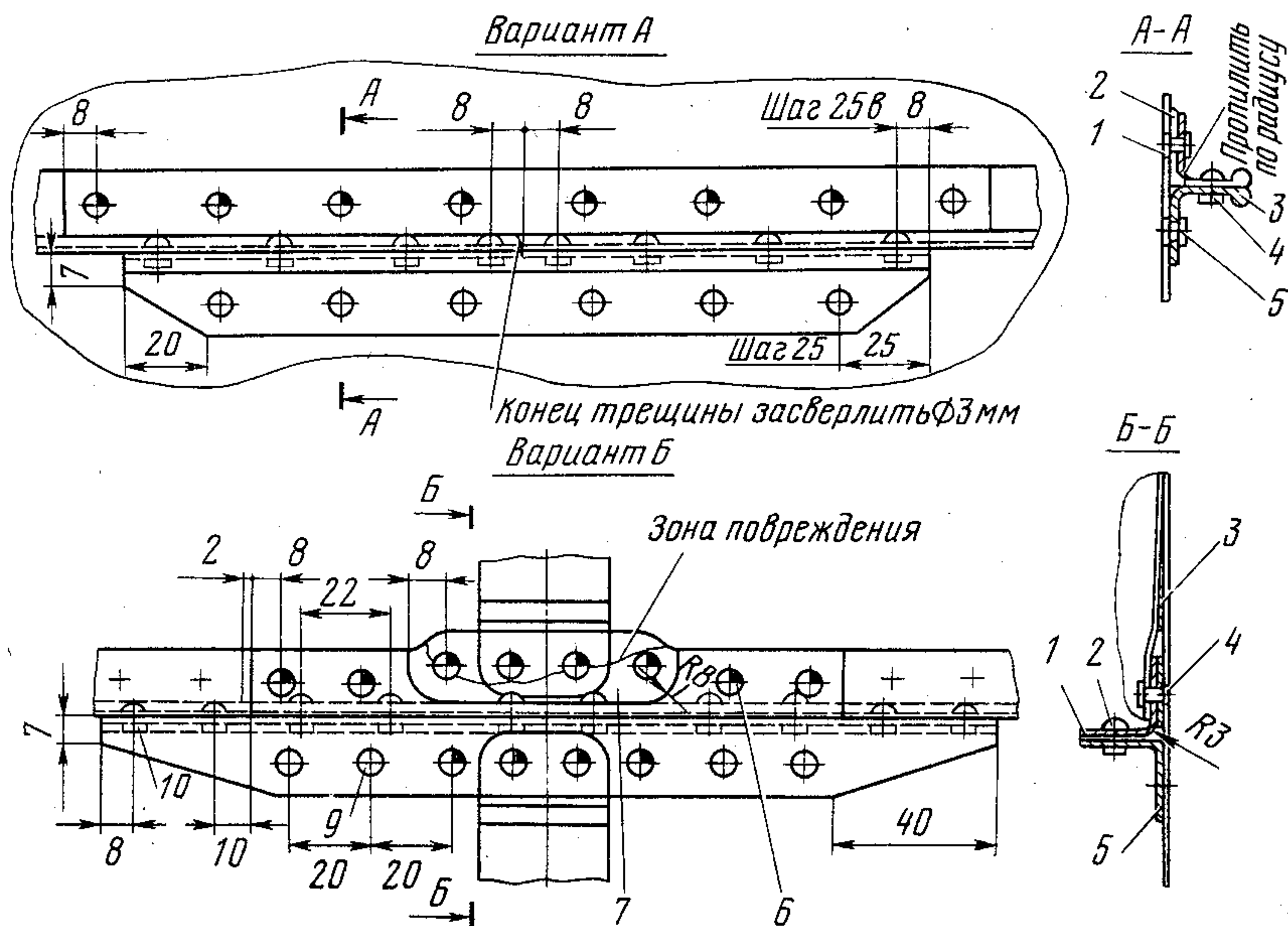


Рис. 56. Эскиз к текущему ремонту стрингеров стабилизатора

Вариант А: 1, 4, 5 — заклепки; 2 — накладка Д16АТ л. 1,2; 3 — профиль Д16Т-Пр102-31; вариант Б: 1, 5 — уголки Д16-Пр100-55; 2, 4, 6, 8, 9, 10 — заклепки; 3 — прокладка конусная Д16АТ л. 1,2; 7 — вкладыш Д16АТ л. 1,2

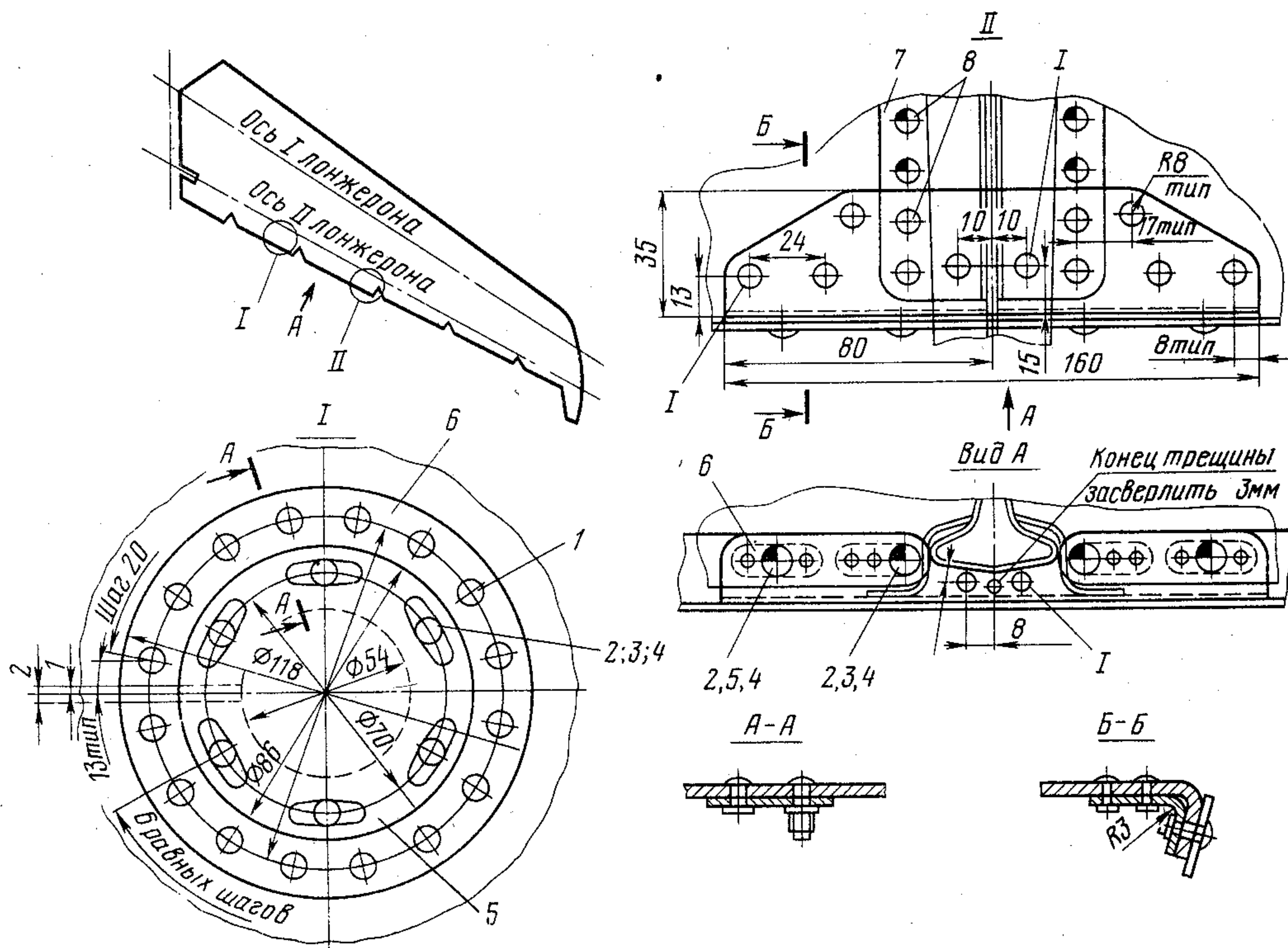


Рис. 57. Эскиз к текущему ремонту залонжеронной обшивки стабилизатора:

Узел I: 1, 3 — заклепки; 2 — винт; 4 — гайка; 5 — люк Д16АТВ л. 1,0, 86 × 86; 6 — окантовка Д16АТ л. 1,0, 118 × 118; Узел II: 1, 4, 8 — заклепки; 2 — винт; 3, 5 — гайки; 6 — профиль Д16АМ л. 1,2 (калить); 7 — прокладка конусная Д16АТ л. 1,2

11. При наличии большого числа трещин, забоин сверхдопустимых размеров, пробоин свыше диаметра 90 мм на залонжеронных обшивках удалить поврежденные части залонжеронной обшивки и щелевого обтекателя стабилизатора и перестыковать их. Для обеспечения подходов в труднодоступных местах, а также для ремонта «хлопунов» на залонжеронных обшивках допускается выполнение ремонтных лючков согласно узлу I рис. 57, но не более трех на панель.

12. Ремонт концевого обтекателя стабилизатора производить аналогично ремонту концевого обтекателя крыла.

13. Осевой люфт в узлах навески стабилизатора на киль по II лонжерону, имеющих болтовое соединение с компенсационными втулками, устраняется подтяжкой внутренней

гайки моментом $M_{кр} = (4000 \pm 400) \text{ кгс} \cdot \text{см}$ и затяжкой наружной гайки $M_{кр} = (400 \pm 200) \text{ кгс} \cdot \text{см}$ с последующей ее шплинтовкой.

14. Обшивку киля, имеющую риски, царапины, забоины и потертости со сверхдопустимыми значениями, ремонтировать установкой на поврежденные зоны усиливающей накладки.

15. Глубокие вмятины, не поддающиеся правке, пробоины площадью не более 150 см^2 , трещины длиной свыше 150 мм в обшивках киля устранять установкой усиливающей накладки.

16. При наличии на обшивках киля вмятин, не поддающихся правке, пробоин площадью более 150 см^2 и трещин длиной более 150 мм заменять поврежденные части листов обшивки с образованием перестыковки новых частей обшивки с оставшейся старой.

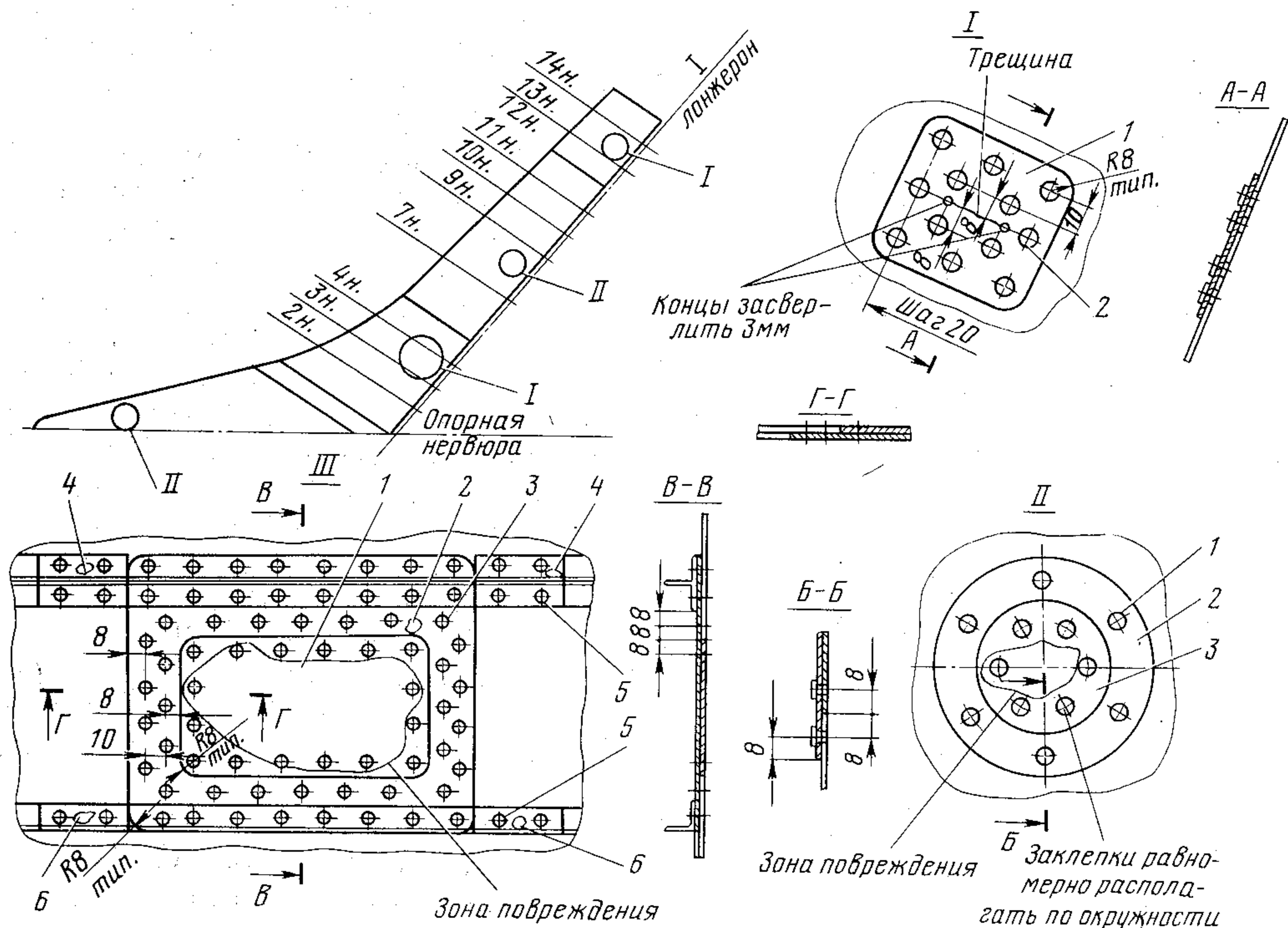


Рис. 58. Эскиз к текущему ремонту необогреваемых участков носков киля и форкиля:

Узел I: 1 — накладка Д16АТ л. 1; 2 — заклепка; Узел II: 1 — заклепка; 2 — накладка Д16АТ л. 1; 3 — вкладыш Д16АТ л. 1; Узел III: 1 — вкладыш Д16АТ л. 1; 2 — окантовка Д16АТ л. 1; 3, 5 — заклепки; 4, 6 — прокладки конусная Д16АТ л. 1

17. Трещины, пробоины в окантовках люков киля устранять установкой усиливающих накладок и вкладышей.

18. Обшивку необогреваемых частей носков киля и форкиля, имеющую пробоины, недопустимые царапины, вмятины и трещины, ремонтировать согласно узлам I, II, III рис. 58.

19. Вмятины на обогреваемой части носков киля глубиной до 2 мм и площадью не более 2 см² устранять правкой с помощью специального крючка через просверленное в обшивке отверстие диаметром 5 мм. После правки обшивку проверить на отсутствие трещин методом красок, отверстие заглушить гайкой-пистоном с винтом. Винт устанавливать на эпоксидной смоле ЭД-5.

20. Пробоины в обогреваемой части носка киля площадью до 30 см² рекомендуется устранять аналогично ремонту носков крыла.

21. Повреждения на обшивке рулей триммеров устранять аналогично повреждениям на закрылках и элеронах.

22. При наличии на торцевых нервюрах РВ и РН трещин установить усиливающие накладки.

Балансировка рулей и триммеров

После выполнения текущего ремонта или доработок на рулях и триммерах необходимо проверить их балансировку. Балансировка рулей и триммеров предотвращает возникновение в полете вибрации типа флаттер. Балансировка РН достигается подбором грузов по первому носку РН или высверловкой в грузах лишней массы.

Балансировка РН. Ее проводят на балансировочном стенде в горизонтальном положении на соосных опорах по следующей технологической схеме.

1. Подготовить РН к балансировке: отвести крышки лючков в сторону от лючка вдоль оси вращения

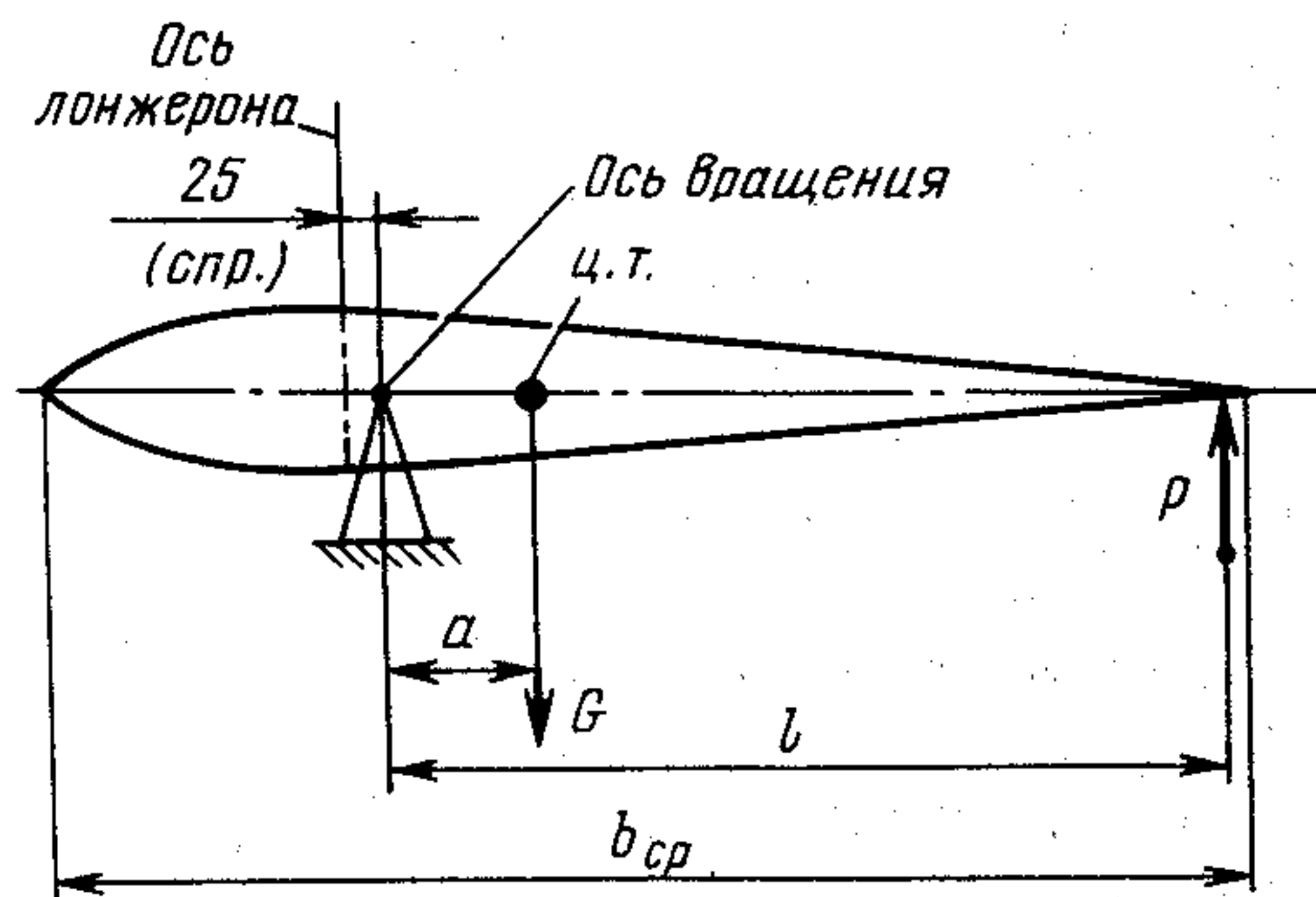


Рис. 59. Схема балансировки руля направления

и закрепить их на двух винтах; остальные винты завернуть по окантовкам лючков; навесить на РН отбалансированный триммер-флетнер; проверить состояние восстановления лакокрасочного покрытия; проверить РН на отсутствие посторонних предметов.

2. Взвесить руль направления с точностью до $\pm 0,5\%$.

3. Установить РН в приспособление для балансировки и зафиксировать его по двум опорам штырями диаметром 12 С и 10 С.

4. Установить РН в горизонтальное положение, поддерживая хвостовую часть его силой P . Для этого могут быть использованы весы или динамометры любого типа, обеспечивающие точность $\pm (0,1 \div 0,3)\%$. Место приложения уравнивающей силы P должно быть на ноже триммера-флетнера (рис. 59). Для предотвращения отклонения триммера-флетнера необходимо зафиксировать его в нейтральном положении с помощью приспособления.

5. Цель балансировки РН — достижение такого состояния, при котором центр тяжести РН будет находиться на расстоянии a от оси вращения (табл. 15). Расчет балансировки ведется по формуле $\pm a = Pl/G$. Величины l , P , G определяются соответствующими измерениями.

6. Если в результате значение a не соответствует допустимому (см. табл. 15), изменить груз в носке в

Таблица 15

Орган управления	Допустимое расстояние от оси вращения до центра тяжести a , см	Допустимая балансировка $\sigma = \left(\frac{a}{b_{\text{ср}}} \right) 100\%$
РВ с триммером и вилкой кардана на руле	$-1,11 \div -1,28$	$-2,0 \div -2,3$
Триммер руля высоты	$0 \div -0,034$	$0 \div -0,2$
РН с триммером	$+16,4 \div +17,1$	$+11,3 \div +11,8$
Триммер РН	$0 \div 0,077$	$0 \div -0,2$

зоне нервюр №№ 2 — 6 и повторить измерения и расчет для нового состояния РН.

7. При высверловке в грузах отверстий диаметром до 30 мм для снятия лишней массы места сверлений покрыть грунтом АК-069. При установке дополнительных грузов болты крепления ставить на смазке ЦИАТИМ-201.

8. Снять РН с приспособления и положить на ложемент.

9. Параметры балансировки руля РН записывать в нивелировочный паспорт самолета.

Балансировка триммера РН. Она обеспечивает безопасность самолета от триммерных форм «флаттера». Балансировка триммера РН достигается установкой дополнительного контргруза или высверловкой лишней массы в контргрузах на носке триммера РН. Балансировка триммера РН производится на балансировочном стенде в горизонтальном положении на соосных опорах по следующей технологической схеме.

1. Подготовить триммер РН к балансировке: отвести крышки в сторону от лючков вдоль оси вращения и закрепить их на двух винтах; остальные винты завернуть по окантовкам лючков; проверить полноту восстановления лакокрасочного покрытия; проверить триммер РН на отсутствие посторонних предметов.

2. Взвесить триммер РН на весах с точностью $\pm 0,5\%$.

3. Установить триммер РН в приспособление для балансировки и

зафиксировать штырями диаметром 60 мм (2 шт.).

Вращение триммера РН на опорах должно быть свободным.

4. Прикосновением руки к задней кромке триммера вывести его из состояния равновесия — триммер должен стать в нейтральное положение. Возможны два варианта отклонения триммера от нейтрального положения: задняя кромка триммера ушла вниз; задняя кромка триммера ушла вверх.

А. При отклонении задней кромки триммера вниз необходимо:

снять триммер с приспособления для балансировки и положить на верстак. Вывернуть винты по первому носку триммера, снять носок; взять груз и отрезать от него третью часть для дополнительного груза; установить дополнительный груз на носок. Просверлить два отверстия диаметром 3,6 мм совместно в дополнительном грузе и носке. Зенковать отверстия зенковкой $90^\circ \text{ } \varnothing 3,6$. Клепать дополнительный груз с носком заклепками В65-3у3, 5-15. Замыкающие головки заклепок покрыть грунтом АК-069;

установить носок на триммер и закрепить винтами;

повторить пп. 2, 3. При необходимости повторить несколько раз пп. 2, 3, 4А, добиваясь установки триммера в нейтральное положение.

Б. При отклонении задней кромки триммера вверх необходимо:

снять триммер с приспособления для балансировки и положить на верстак. Вывернуть винты по первому носку триммера, снять носок;

высверлить в грузе отверстия диаметром до 30 мм. Место высверловки покрыть грунтом АК-069;

установить носок на триммер и закрепить болтами;

повторить пп. 2, 3. При необходимости повторить несколько раз пп. 2, 3, 4Б, добиваясь установки триммера в нейтральное положение.

5. Снять триммер РН с приспособления для балансировки и положить на ложемент.

6. Параметры балансировки триммеров РН, прошедших текущий ремонт или доработку, записать в нивелировочный паспорт самолета.

Балансировка РВ. Она обеспечивает безопасность полета самолета от рулевых форм флаттера и достигается подбором шайб в I и II контргрузах. Балансировка РВ выполняется на балансировочном стенде в горизонтальном положении на соосных опорах по следующей технологической схеме.

1. Подготовить РВ к балансировке: отвести крышки в сторону от лючков вдоль оси вращения; остальные винты завернуть по окантовкам лючков; проверить полноту восстановления лакокрасочного покрытия; проверить РВ на отсутствие посторонних предметов.

2. Взвесить РВ с точностью до $\pm 0,5\%$.

3. Установить РВ в приспособление для балансировки и зафиксировать его по I, III и V узлам навески штырями.

4. Балансировать РВ при помощи гири весом 5 кгс, передвигая ее по средней хорде РВ, которая находится на расстоянии 22 мм от оси нервюры № 23 к нервюре № 24 (рис. 60).

Расчет балансировки ведется по формуле $\pm a = Pl/G$.

Расстояние $l = (l_1 + l_2)/2$, где l_1 и l_2 — расстояния от оси вращения РВ до центра тяжести балансировочной гири в момент начала движения задней кромки соответственно вверх и вниз.

Значение a для РВ должно находиться в пределах $-1,11 \div -1,28$.

5. Если a выходит за пределы, снять РВ с приспособления для балансировки и положить на верстак. Отвернуть винты крепления крышек к I и II грузам РВ. При необходимости добавить или убрать шайбы в грузах, снимая и устанавливая болты крепления шайб к грузам ключом $S=9$.

6. Установить крышки на грузы и закрепить их винтами.

7. Взвесить РВ.

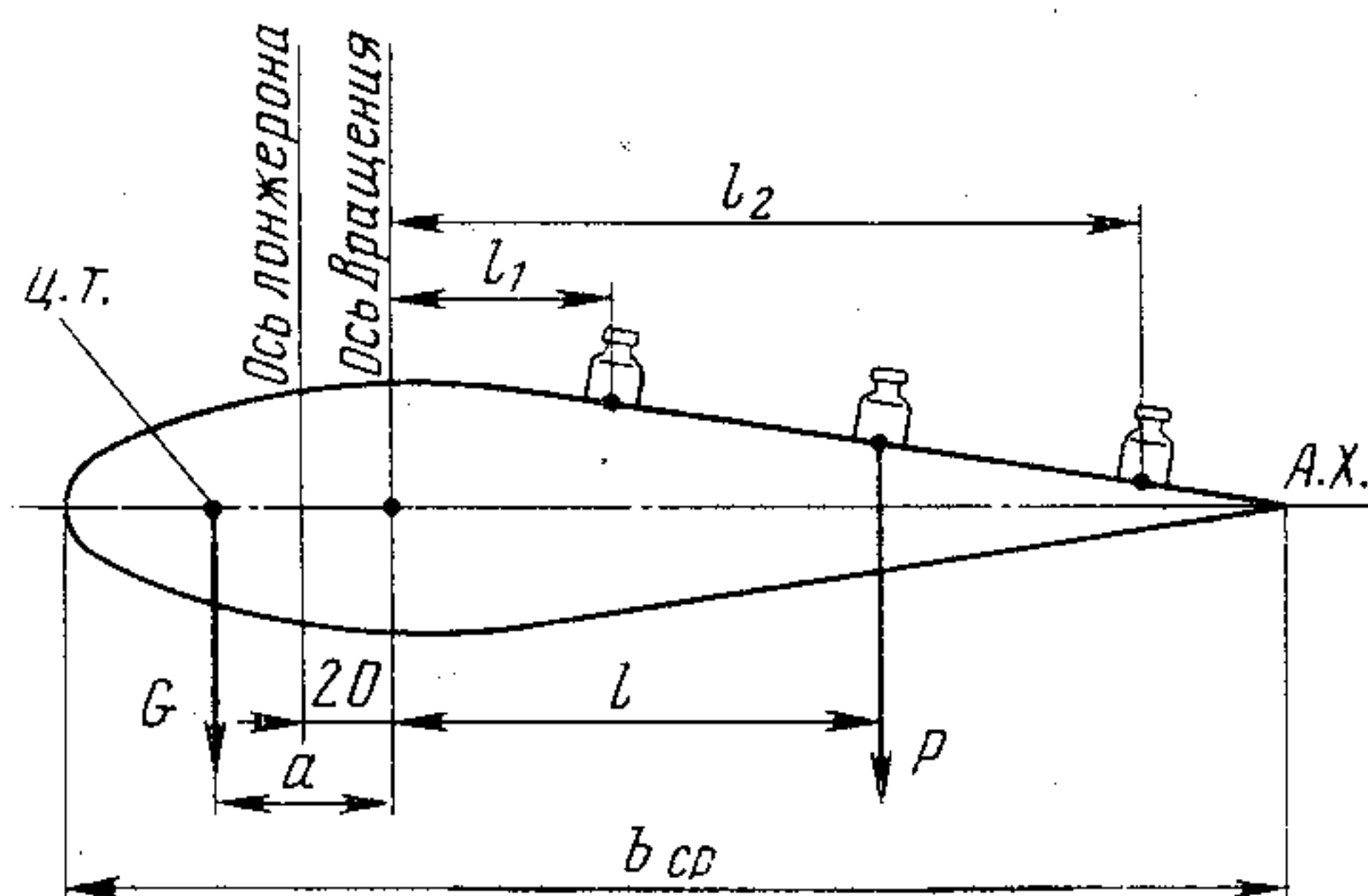


Рис. 60. Схема балансировки руля высоты

8. Повторить пп. 3—6 несколько раз, добиваясь, чтобы значение находилось в указанных пределах.

9. Снять РВ с приспособления для балансировки и положить на ложемент.

10. Параметры балансировки РВ, прошедшего текущий ремонт или доработку, записать в нивелировочный паспорт самолета.

Балансировка триммера РВ. Она обеспечивает безопасность полета самолета от триммерных форм флаттера и достигается установкой или снятием ленты по носку триммера РВ. Балансировка проводится на балансировочном стенде в горизонтальном положении на соосных опорах по следующей технологической схеме.

1. Подготовить триммер РВ к балансировке: крышки отвести в сторону от лючков вдоль оси вращения триммера, закрепив их двумя винтами; завернуть остальные винты по окантовкам лючков; проверить полноту восстановления лакокрасочного покрытия на триммере; проверить триммер РВ на отсутствие посторонних предметов.

2. Взвесить триммер РВ на весах с точностью $\pm 0,5\%$.

3. Установить триммер РВ в приспособление для балансировки. Зафиксировать триммер штырями диаметром 6С (2 штуки) по крайним опорам триммера. Вращение триммера на опорах должно быть свободным.

4. Прикосновением руки к задней кромке триммера вывести его из нейтрального положения — триммер должен вернуться в нейтральное положение. Возможны два варианта отклонения триммера от нейтрального положения: задняя кромка триммера ушла вниз; задняя кромка триммера ушла вверх.

А. При отклонении задней кромки триммера РВ вниз необходимо: снять триммер РВ с приспособления и положить на верстак. Отвернуть болты крепления груза к триммеру между I и II опорами триммера и снять груз;

взять ленту и отрезать ножовкой пятую часть от нее на добавочный груз. Установить добавочный груз в основной груз рядом со стоящей уже лентой и сверлить одно отверстие диаметром 3,6 совместно. Зенковать отверстия зенкером $120^\circ \text{ } \varnothing 3,6$. Клепать совместно добавочный груз с основным грузом заклепками В65-Зк3,5—19. Замыкающие головки заклепок зачистить, покрыть двумя слоями грунта АК-070 и сверху покрыть алюминиевой краской ХВ-16;

установить груз на триммер и закрепить болтами;

повторить пп. 2, 3, 4. При необходимости повторить пп. 2, 3, 4А несколько раз, добиваясь, чтобы триммер установился в нейтральное положение.

Б. При отклонении задней кромки триммера вверх необходимо:

снять триммер РВ с приспособления для балансировки, положить на верстак. Отвернуть болты крепления груза с триммером между I и II опорами триммера и снять груз;

шарошкой обработать ленту по торцам, приклепанную внутри груза. Зачищенные места покрыть грунтом АК-070;

установить груз на триммер и закрепить болтами;

взвесить триммер РВ;

установить триммер в приспособление для балансировки. Повторить

пп. 2, 3, 4А и при необходимости повторить п. 4Б, добиваясь, чтобы триммер установился в нейтральное положение.

5. Снять триммер РВ с приспособления для балансировки и положить на ложемент.

6. Параметры балансировки триммера РВ, прошедшего текущий ремонт или доработку, записать в нивелировочный паспорт самолета.

Глава 3

САМОЛЕТНЫЕ СИСТЕМЫ

3.1. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Краткие сведения о системе

Совокупность бортовых устройств, обеспечивающих управление движением самолета и различными его агрегатами и частями, называется системой управления самолетом. Управление самолетом может осуществляться в неавтоматическом, полуавтоматическом и автоматическом режимах.

Основными органами управления самолетом относительно его трех осей являются руль высоты, руль направления и элероны. В систему основного управления входят: командные рычаги, на которые непосредственно воздействует пилот, прикладывая к ним усилия и перемещая их; проводка управления, соединяющая командные рычаги с управляемыми агрегатами; специальные механизмы, автоматические и исполнительные устройства. Все основные органы управления самолетом снабжены триммерами или триммерами-флетнерами, назначение которых создавать шарнирный момент, обратный шарнирному моменту рулей, с целью удержания их в отклоненном положении.

В систему управления РВ, РН и элеронами включены рулевые машины автопилота АП-6ЕМ-ЗП, которые обеспечивают автоматическое

отклонение рулей и элеронов при пилотировании самолета автопилотом.

Система путевого управления самолетом имеет двухканальный демпфер рыскания ДР-134М, который улучшает боковую устойчивость путем устранения возникающих в полете скольжений от внешних возмущений.

Для предохранения основных органов управления и их систем от поломок, вследствие воздействия порывов ветра на стоянке самолетов предусмотрена система стопорений рулей и элеронов. Система стопорения сблокирована с рычагами управления двигателями, что исключает возможность взлета и запуска двигателей при застопоренных рулях и элеронах.

Кроме основных органов управления на самолете имеются управляемый (переставляемый) в полете стабилизатор, закрылки, интерцепторы и посадочный щиток, который на последних выпусках самолетов не устанавливается. Управление стабилизатором, закрылками и щитком — электромеханическое, дистанционное. Управление интерцепторами — электрогидромеханическое.

Для жестких систем управления рулями и элеронами применены тяги из дюралюминиевых труб, которые проложены до поводков-качалок в роликовых направляющих. В системах мягкого управления применяются особо гибкие тросы типа КСАН (канаты стальные авиационные нераскручивающиеся). В местах технологических разъемов самолета жесткие и тросовые проводки имеют разъемные регулируемые соединения. В зонах выхода жестких проводок из фюзеляжа в крыло и в негерметическую хвостовую часть фюзеляжа установлены герметические узлы проводки системы управления элеронами и герметические выходы тяг управления рулями. В местах прохода тросов через герметический шпангоут № 55 установлены герметические выводы тросов.

Общие технические условия на эксплуатацию

1. Шарнирные соединения узлов, тяг, тросов и неразъемные соединения должны быть затянуты и законтрены. Допустимый выход резьбы из гайки 1,5—2 витка. Резьбовые регулируемые наконечники тяг не должны выходить за пределы контрольных отверстий на резьбовых стаканах тяг.

2. Стопорение гаек шплинтами на деталях и узлах, расположенных в передней кабине и в особо ответственных соединениях, должно производиться по типу «А» нормали 184АТ, где оба конца шплинта отгибаются на грани гайки и заводятся в прорези гайки. В фюзеляже, крыле и оперении допускается применение стопоров типов «А» и «Б». При стопорении по типу «Б» короткий конец шплинта отгибается на грань гайки, а длинный — на торец болта. Длина загнутого конца на торец болта должна быть не менее 0,5 диаметра болта.

3. Шарнирные болты на горизонтально расположенных качалках, поводках, тягах и крепежные вертикально расположенные болты должны устанавливаться головками вверх.

4. Движущиеся и вращающиеся детали управления не должны касаться деталей конструкции каркаса и оборудования. Зазоры во всех положениях управления должны быть не менее 5 мм для жестких проводок и не менее 3 мм для тросовых проводок.

5. Зазоры между подвижными элементами управления и подвижными элементами других систем во всех случаях должны быть не менее 5 мм как для жестких, так и для тросовых проводок.

6. Зазоры между жесткими проводками управления и трубами высотного оборудования должны быть не менее 10 мм во всех положениях.

7. Зазоры между тягами, вильчатыми наконечниками тяг и рычагами качалок должны быть не менее 3 мм.

8. Зазоры между вильчатыми наконечниками тяг и ушками качалок должны быть не менее 0,5 мм во всех положениях управления.

9. Зазоры между текстолитовыми роликами и проушинами роликовых направляющих с учетом покрытия должны быть не менее 0,3 мм.

10. Односторонний зазор между трубой-тягой и направляющим роликом должен быть не менее 0,15 мм и не более 0,8 мм. Для обеспечения данных зазоров допускается устанавливать ролики с увеличенным или уменьшенным на 0,2—0,5 мм диаметром. При замере зазоров допустимый разворот тяг от положения, заданного по чертежу, не должен превышать $\pm 15^\circ$.

11. Расстояние между головками трубчатых заклепок тяг и направляющими роликами должно быть не менее 10 мм.

12. Установку и снятие шарнирных болтов (посадка «Т») на тягах и кронштейнах производить при помощи приспособления, исключающего повреждение деталей управления и шарикоподшипников.

13. Допускается индивидуальный подбор болтов в шарнирных соединениях тяг и качалок (посадка «Т», «Х», «П»).

14. Для устранения радиальных люфтов в шарнирных соединениях допускается устанавливать болты 2-го класса точности с посадкой «С».

15. Качалки, поводки и ролики не должны иметь перемещения вдоль осевого болта более 0,2 мм. Недопустимые зазоры устранять установкой специальных кадрированных шайб из сталей 20 или 12Х18Н9Т. Толщина шайб должна соответствовать полному осевому люфту (как правило, она бывает равна 0,3—0,8 мм).

16. Нейтральные положения качалок и поводков определяются положением рисок, нанесенных на качалках, поводках и кронштейнах. Допустимое несовмещение рисок 0,3 мм. При этом допустимое откло-

нение от нейтрального положения проводки управления РН и элеронами — 2 мм, а проводки управления РВ — 1 мм.

17. Тросы, тяги должны иметь маркировку, принятую для систем управления и стопорения. Без наличия маркировки эксплуатация систем управления не допускается.

18. Не допускаются резкие перегибы, разрывы, заершенность прядей троса, а также нагартовка, износ и вытяжка троса из наконечника. Тросы, имеющие указанные дефекты, а также неустранимую при протирке коррозию, заменять новыми.

19. В узлах стыковки одноименных тросов не допускается закрутка тросов. При регулировке натяжения тросов вращением муфты одного из тандеров парные одноименные тросы необходимо удерживать от закрутки.

20. Резьбовые наконечники тросов должны быть ввернуты в муфты тандеров на одинаковые длины. Максимальный выход резьбы наконечника из муфты — не более трех витков.

21. В случае необходимости замены роликов установку их производить по направлению тросов. Ось троса должна совпадать с плоскостью канавки ролика. Допустимый перекос оси троса относительно плоскости канавки ролика — не более 2° . Проверка угла перекоса производится оттягиванием точки «А», взятой на расстоянии 100 мм от точки сбега троса «Б», в сторону осевой плоскости канавки ролика на 3,5 мм. После отпускания троса его ось должна совместиться с осью канавки ролика.

22. Зазоры между ребрами и валиками — ограничителями тросов должны быть в пределах 0,15—0,8 мм.

23. В случае необходимости замены герметических выводов тросов и направляющих глазков, установку их производить по направлению тросов. Допустимое смещение тросов не должно превышать в любую сто-

рону для гермовыводов 3 мм, для глазков 5 мм.

24. Прогиб тяги допускается не более 1 мм на 1 пог.м длины.

25. Допускаются плавные подсечки трубы тяги около развальцованной головки трубчатой заклепки до глубины не более 0,1 мм на одной третьей части окружности, образующей головку заклепки.

26. Допускается смещение оси заклепки к торцу трубы на 0,5 мм от номинального размера.

27. Смещение оси заклепки относительно оси тяги допускается не более 0,5 мм.

28. Допускаются незначительные плавные вмятины и выработка от направляющих роликов труб тяг глубиной не более 0,5 мм.

29. На одной тяге допускается не более трех продольных и поперечных рисок, царапин глубиной до 0,1 мм.

30. Допускается нависание (недоход) до 1 мм торцов труб тяги над плоскостями щек вильчатых и ушковых стаканов с обоих концов тяги.

31. На роликовых направляющих тяг допускается осевой люфт не более 0,1 мм.

32. Зазор между роликами и проушинами роликовых направляющих не допускается менее 0,3 мм.

33. На вильчатых и ушковых стаканах тяг допускаются поперечные механические повреждения глубиной не более 0,3 мм, а продольные — не более 0,5 мм.

34. На роликах роликовых направляющих тяг допускаются забоины, риски глубиной до 0,5 мм, площадью не более 25 мм², подлежащие зачистке и последующему покрытию бакелитовым лаком.

35. В случае замены тросов, прокладку их производить в соответствии с маркировкой на тросах, кронштейнах и герметических выводах на шпангоуте № 55.

36. Все тросовые системы управления должны иметь предварительное натяжение. Усилия предварительного натяжения для различных систем определяются по графику

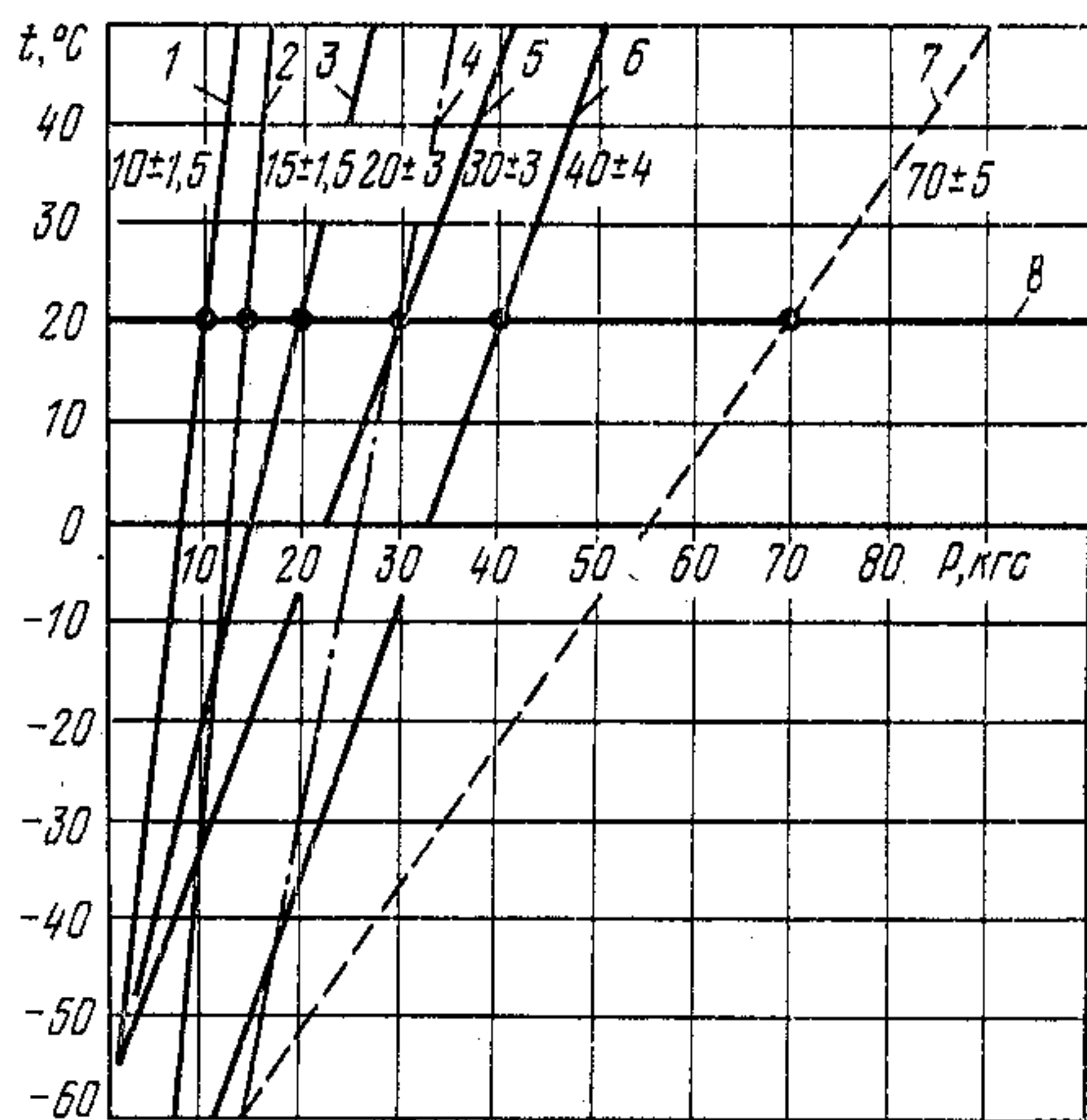


Рис. 61. График натяжения тросов системы управления самолетом:

1 — стопорение рулей и элеронов; 2 — управление триммерами РВ на тросах связи пультов; 3 — стопорение от шпангоута № 24 до № 60; 4 — управление триммерами РВ за тросами связи пультов; 5 — стопорение до шпангоута № 24; 6 — натяжение рулевыми машинами; 7 — управление элеронами; 8 — исходное натяжение

зависимости натяжения тросов от изменения температуры (рис. 61).

37. После натяжения тросов их резьбовые наконечники должны быть ввернуты в муфты тандеров на одинаковые длины. Заход гладкой части наконечника в муфту не должен превышать 10 мм. Максимальный выход резьбы наконечника из муфты — не более трех ниток.

38. Зазоры между тросами и неподвижными элементами конструкции и оборудования должны быть не менее 3 мм, а в районе подвижных соединений — не менее 5 мм.

39. Допускаются к эксплуатации тросы с потертостями и нагартовкой, не вызывающей обрыв нитей при перегибе троса в месте потертости (нагартовки).

40. Наконечники, втулки и ограничители, имеющие риски, забоины, складки и другие дефекты в зонах обжатия шеек и резьбовых хвостовиков, подлежат замене вместе с тросами. В других зонах наконечников допускаются риски и забоины глубиной до 0,3 мм.

41. Разрывы, заершенность прядей и отдельных проволок троса, кор-

розия, вытяжка троса из наконечника не допускаются.

42. В сопроводительных документах на все тросы системы управления, поступающие в качестве запасных частей от завода-изготовителя или ремонтного завода, должна быть запись об их испытании на вытяжку и на качество заделки в наконечники.

43. Натяжения тросов системы управления самолетом должны соответствовать указанным на рис. 61.

3.2. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕМ ВЫСОТЫ

Общие сведения о системе

Управление рулем высоты осуществляется двумя штурвальными колонками, установленными в кабине экипажа перед каждым сиденьем пилотов (рис. 62). Кинематическая связь между колонками установлена через две качалки и шарнирно закрепленные к ним тяги. Проводка управления РВ проложена по левому борту фюзеляжа под полом пассажирской кабины в роликовых направляющих. До шпангоута № 28 расположены двухопорные направ-

ляющие. В хвостовой части находятся одинарные опоры.

На I и II лонжеронах центроплана установлены направляющие узлы, а внутри кессона центроплана — роликовые направляющие. Из-за конусности фюзеляжа между шпангоутами № 41 и № 42 установлена двухповодковая качалка, которая смещает дальнейшую проводку ближе к оси самолета. На герметическом днище шпангоута № 55 установлен герметический вывод для тяг управления РВ и РН. К штоку герметического вывода присоединены тяги, идущие от штурвальных колонок и узлов, установленных на шпангоуте № 60. На задней стенке шпангоута № 60 установлены: внизу — двуплечая качалка, а вверху — двухушковый поводок секторной качалки, горизонтальные плечи которых соединены между собой вертикальной тягой. От секторной качалки проводка управления РВ идет вдоль II лонжерона киля. Этот участок проводки состоит из трех тяг, средняя из которых проложена в двух роликовых направляющих.

На заднем лонжероне стабилизатора шарнирно закреплена двуплечая качалка, одно плечо которой

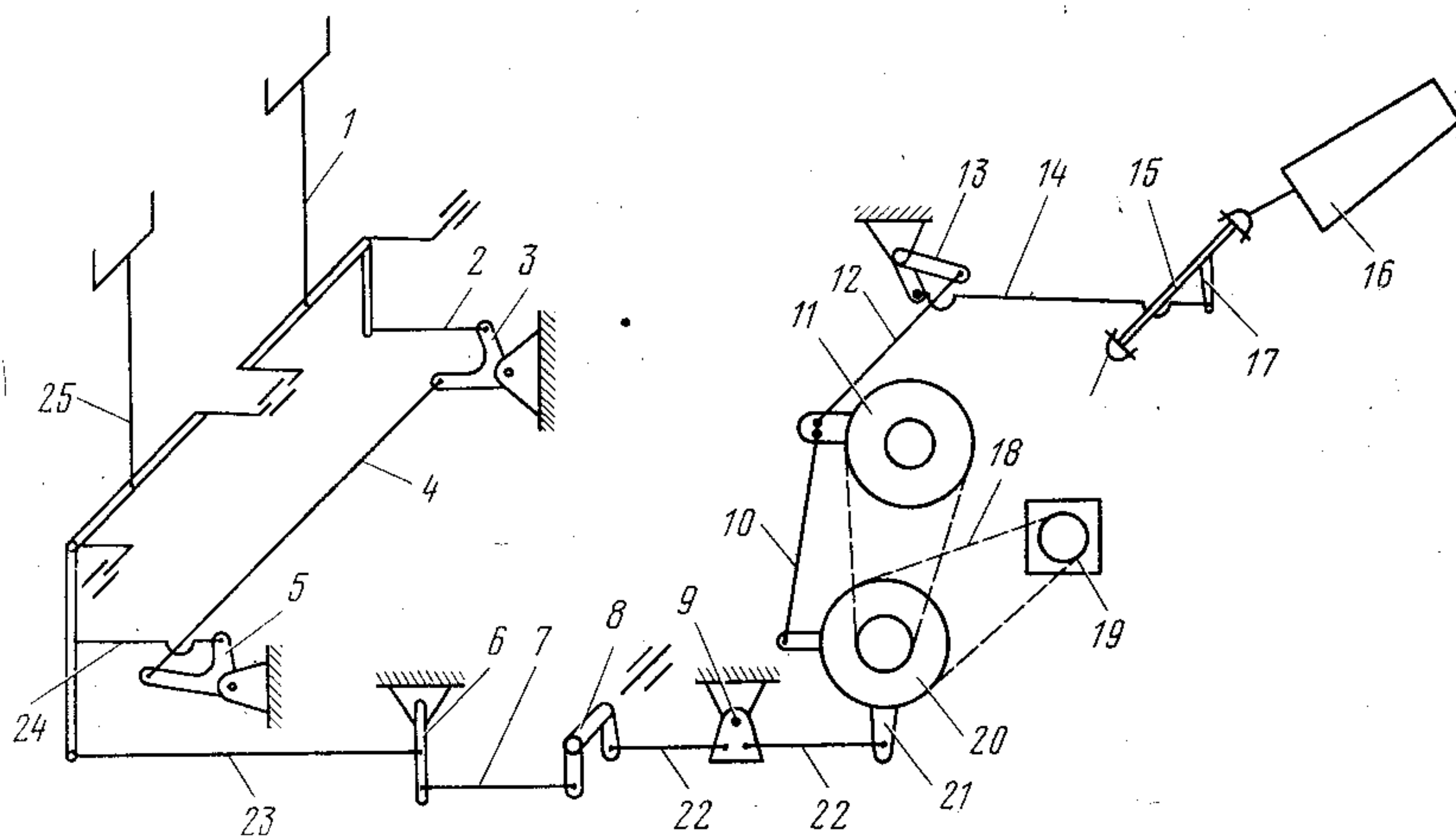


Рис. 62. Схема управления рулем высоты:

1 — колонка второго пилота; 2, 4, 7, 22, 23, 24 — тяги проводки управления; 3 — правая качалка; 5 — левая качалка; 6 — поводок; 8 — качалка; 9 — двухушковый поводок; 10 — вертикальная тяга; 11 — секторная качалка с двухушковым поводком; 12 — тяга проводки в вертикальном оперении; 13 — двуплечая качалка; 14 — регулируемая тяга с ДДУ-1; 15 — карданный вал РВ; 16 — РВ; 17 — рычаг управления РВ; 18 — тросы КСАН-3,5; 19 — рулевая машинка из комплекта АП-6ЕМ-3П; 20 — редукционный барабан; 21 — двуплечая качалка; 25 — колонка первого пилота

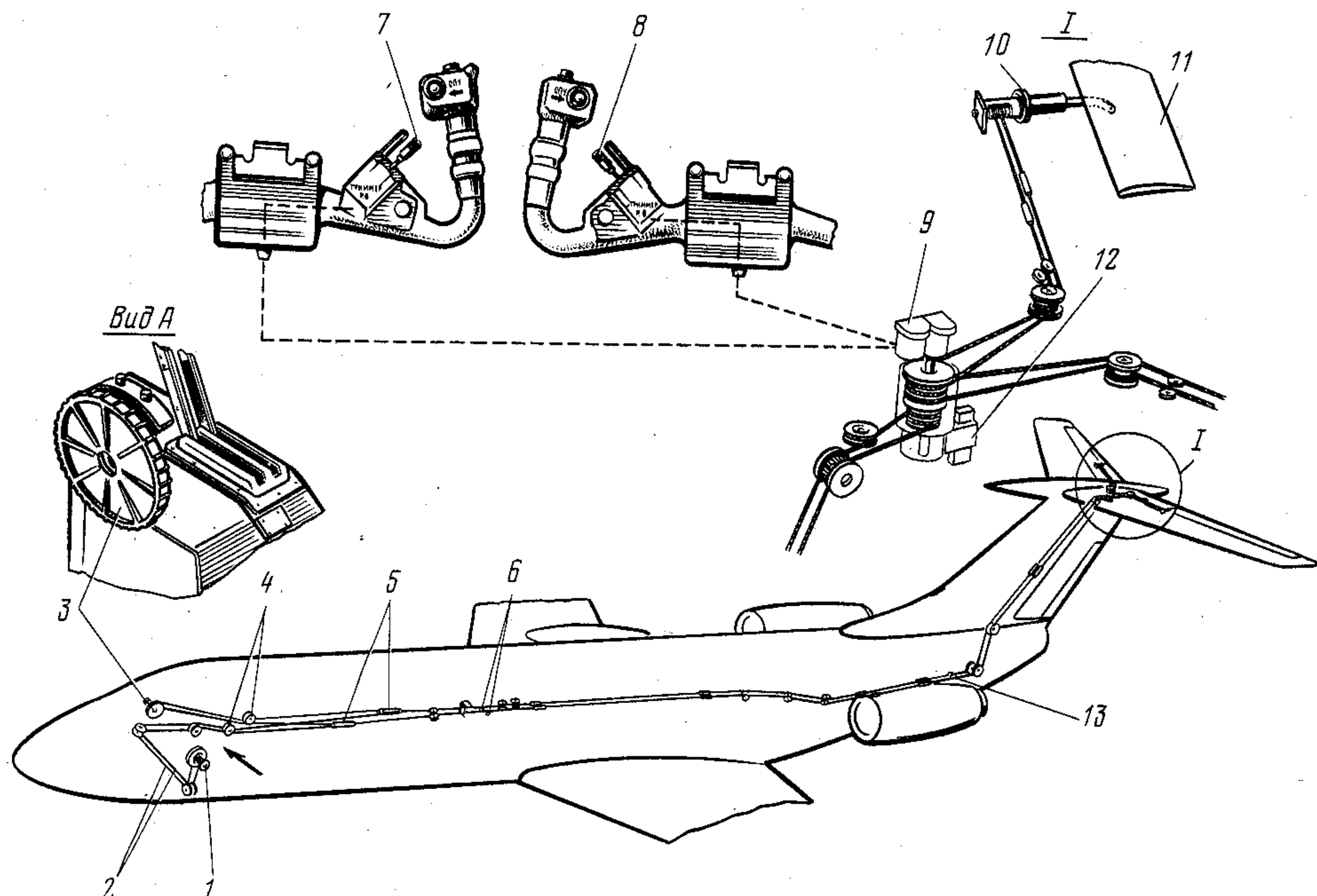


Рис. 63. Схема тросового управления триммерами РВ:

1 — штурвал левого пульта; 2 — тросы КСАН-2,5; 3 — штурвал правого пульта; 4 — ролики; 5 — узлы стыковки тросов; 6 — ограничители хода тросов ТВА и ТВБ; 7 — переключатель управления триммерами РВ левого пилота; 8 — переключатель управления триммерами РВ правого пилота; 9 — электромеханизм УТ-15; 10 — винтовой механизм; 11 — триммер РВ; 12 — выключатель концевой — ограничитель отклонения триммеров; 13 — герметический вывод тросов

соединено с проводкой управления, а второе через посредство регулируемой тяги с дублированным датчиком усилий ДДУ-1 соединено с рычагом РВ, жестко закрепленным на карданном валу, соединяющим обе половины РВ. Отклонение РВ ограничено двумя болтами, ввернутыми в ушики левого кронштейна навески РВ. Ограничитель закреплен на левой части карданного вала. Для смягчения ударов ограничителя по головкам болтов в них на клею вставлены резиновые буфера. Тяги управления РВ имеют три черных маркировочных кольца.

Управление триммерами РВ (рис. 63) осуществляется тросовой проводкой, приводимой в действие штурвалами, установленными на пультах пилотов, или электрической системой с механизмом УТ-15, управляемым нажимными переключателями, установленными на штурвалах

управления элеронами, или автоматом триммирования АТ-2 при включении бортовой системы управления заходом на посадку БСУ-ЗП.

Механизмы тросового управления, установленные на бортовых пультах пилотов, состоят из штурвалов, тросовых барабанов и спиральных дисков, собранных на остальных валах. Валы вращаются в двух шарикоподшипниках, запрессованных в правый и левый кронштейны. На передней стенке пульта и на спиральном диске прикреплен с помощью двух штифтов стрелка-указатель положения триммеров, а на верхней стенке пульта — пластмассовая колодка с трафаретными делениями. Цена каждого деления равна $2^{\circ}30'$.

Тросы типа КСАН-2,5 с барабана левого механизма спускаются вниз под пол кабины и сзади шпангоута № 6 переходят на правый борт

фюзеляжа, где между шпангоутами № 11 и № 12, № 14 и № 15 стыкуются с одноименными тросами правого пульта. На шпангоуте №№ 18, 21 и 23 установлены направляющие текстолитовые ролики.

Через стенки I и II лонжеронов тросы проходят при помощи герметических выводов, установленных на общих панелях с герметическими выводами тросов управления стопорением рулей.

Тросовая проводка управления триммером РВ имеет буквенную и цветную маркировки (на ткани, приклеенной к ним и покрытой бесцветным лаком): буквенная — ТВА, цветная — две желтые полосы (при натяжении троса триммеры отклоняются вверх); буквенная — ТВБ, цветная — одна желтая и одна черная полосы (при натяжении троса триммеры отклоняются вниз).

Разъемные соединения в тросовой проводке управления триммерами РВ установлены у шпангоутов №№ 11, 12, 14 и 15, 39, 53, 54, 57, 58, на II лонжероне киля между нервюрами № 8 и № 10 и на обеих половинах РВ. Разъемные соединения представляют собой стяжные латунные муфты — тандеры.

На шпангоуте № 21 по правому борту установлена текстолитовая планка, а на тросах закреплены стальные шарики — ограничители перемещения тросов, а следовательно, и отклонения триммеров на $\pm 8^\circ$.

В хвостовой части фюзеляжа тросы, пройдя герметические выводы на шпангоуте № 55, подходят к шпангоуту № 60 и по роликам направляются вверх к распределительному барабану управления триммерами РВ, где закрепляются на его нижней части. На верхней части распределительного барабана намотаны и закреплены четыре троса, идущие попарно в левую и правую половины РВ, где между нервюрами

Технические условия на эксплуатацию

При оценке технического состояния системы управления РВ необходимо руководствоваться общими техническими условиями на эксплуатацию системы управления самолетом и нижеследующими техническими условиями.

1. Колонка управления рулем высоты не должна доходить на 5 мм до ограничительных упоров, установленных на ножных пультах и не должна упираться в приборную доску.

2. Усилие трения в системе управления РВ должно быть: при отклонении колонки управления РВ на себя не более 9 кгс; от себя не более 2 кгс. Замер усилия трения в системе управления РВ рекомендуется производить трижды при плавном движении колонки из одного крайнего положения в другое. Окончательное усилие трения принимать как среднее арифметическое значение из трех замеров.

3. Усилие трения при отклонении штурвала триммера РВ на себя и от себя должно быть не более 3,5 кгс.

4. При застопоренной системе управления РВ и приложении к задней кромке усилия 10 кгс, попеременно направленного вверх — вниз, суммарный люфт в узлах навески РВ не должен превышать 2,5 мм.

5. При зафиксированном распределительном карданном вале и усилию на задней кромке РВ 10 кгс люфт в карданном соединении должен быть не более $0^\circ 30'$, или не более 0,5 мм.

6. Люфт в узлах навески триммера РВ не должен превышать 3 мм. Замер люфта производится в любой точке задней кромки триммера (с учетом ножа) при приложении в месте замера нагрузки 10 кгс.

8. Допустимое смещение одной колонки относительно другой не должно превышать 2 мм, или 15'.

9. При отклонении штурвальной колонки от себя РВ отклоняется вниз. Полное отклонение РВ вниз (без учета ножа) должно быть $(16-1)^\circ$, или $(63-4)$ мм.

10. При отклонении штурвальной колонки на себя РВ отклоняется вверх. Полное отклонение РВ вверх (без учета ножа) должно быть $(22 \pm 1)^\circ$, или (86 ± 4) мм.

11. При вращении штурвала управления триммером РВ от себя триммер отклоняется вверх. Полное отклонение триммера РВ (без учета ножа) должно быть $8^\circ \pm 30'$, или (15 ± 1) мм.

12. При вращении штурвала управления триммером РВ на себя триммер отклоняется вниз. Полное отклонение триммера РВ (без учета ножа) должно быть $8^\circ \pm 30'$, или (15 ± 1) мм.

13. При переводе электрического тумблера вперед (пикирование) триммер РВ отклоняется вверх. Полное отклонение триммера РВ (без учета ножа) должно быть $4^\circ \pm 30'$, или $(7,5 \pm 1)$ мм.

14. При переводе электрического тумблера назад (кабрирование) триммер РВ отклоняется вниз. Полное отклонение триммера РВ (без учета ножа) должно быть $4^\circ \pm 30'$, или $(7,5 \pm 1)$ мм.

15. Нейтральному положению РВ должен соответствовать наклон обеих колонок вперед на угол $4^\circ 30'$ от вертикали.

16. На трубе, головке, колене и опорах колонки управления РВ допускаются: забоины, риски вдоль трубы глубиной до 1 мм и длиной не более 20 мм; забоины, риски поперек трубы глубиной до 0,5 мм и длиной не более 10 мм; коррозия глубиной до 0,5 мм и площадью не более 10 мм². Допустимые дефекты необходимо зачистить до плавных переходов, полного удаления коррозии и восстановить защитное покрытие.

17. На корпусе колонки допускаются царапины, забоины глубиной не более 0,5 мм.

18. На штурвале управления триммером РВ допускаются трещины глубиной не более 2 мм, подлежащие заливке клеем ЭД-5 с последующей зачисткой, полировкой и восстановлением защитного покрытия.

19. На спиральном диске пульта управления триммером РВ допускается выработка канавки не более 0,2 мм.

20. На кронштейне механизма управления триммером РВ допускаются царапины, забоины глубиной до 1 мм.

21. На карданном вале механизма управления триммером РВ допускаются: осевой люфт не более 0,17 мм; окружной люфт не более 20'.

22. На катушке механизма управления триммером РВ допускается выработка винтового профиля по внутреннему диаметру не более 1 мм.

23. На корпусе, крышке распределительного барабана управления триммером РВ допускаются риски, царапины и забоины глубиной не более 1,5 мм.

24. На катушке оттягивающего ролика на лонжероне РВ допускается выработка канавки на глубину не более 0,5 мм.

3. 3. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ

Общие сведения о системе

Управление РН осуществляется с помощью педалей, установленных на пультах ножного управления в кабине экипажа против каждого сиденья пилотов (рис. 64). Пульты ножного управления, кроме управления РН, предназначены для управления поворотом колес передней опоры и торможения колес основных опор. На пульте левого пилота установлен механизм включения стояночного тормоза колес основных опор. Пульты имеют ограничители откло-

нения штурвальных колонок. Педали пультов имеют механизм их регулировки по длине ног пилота. Кинематическая связь двух пультов обеспечивает синхронную работу педалей управления РН. Вертикальный рычаг качалки правого пульта соединен тягой с правой двуплечей качалкой, установленной на задней стенке шпангоута № 7. На левом борту этого же шпангоута установлена вторая, также двуплечая качалка.

Обе качалки соединены между собой тягой, а левая качалка дополнительно соединена со вторым шарниром верхнего рычага коромысловой качалки.

В фюзеляже тяги идут до шпангоута № 28 рядом с тягами управления РВ и элеронами в общих с ними роликовых направляющих по левому борту. Через переднюю и заднюю стенки лонжеронов центроплана тяги проходят через направляющие узлы, рядом с тягами управления РВ. Между шпангоутами № 40 и № 41 установлена в горизонтальном положении коромысло-

вая качалка, к левому шарниру которой присоединены тяги проводки, идущей от ножных пультов, а к правому — тяги проводки управления в хвостовую часть фюзеляжа, проходящие через герметический вывод на шпангоуте № 55 к узлу управления на шпангоуте № 60.

На задней стенке шпангоута № 60 установлена двуплечая качалка с редукционным барабаном, которая своим вертикальным рычагом соединена с тягой проводки управления. В верхней части этого шпангоута установлена секторная качалка. Горизонтальные рычаги двуплечей и секторной качалок соединены между собой регулируемой тягой с рулевым агрегатом РАУ-108 (1-й канал). Вертикально расположенный рычаг секторной качалки соединен с выходным рычагом гидроусилителя ГУ-108Д посредством второго рулевого агрегата РАУ-108 (2-й канал). Выходное звено гидроусилителя представляет собой карданную вилку, к которой при помощи кулисы присоединен карданный вал, соединенный с РН.

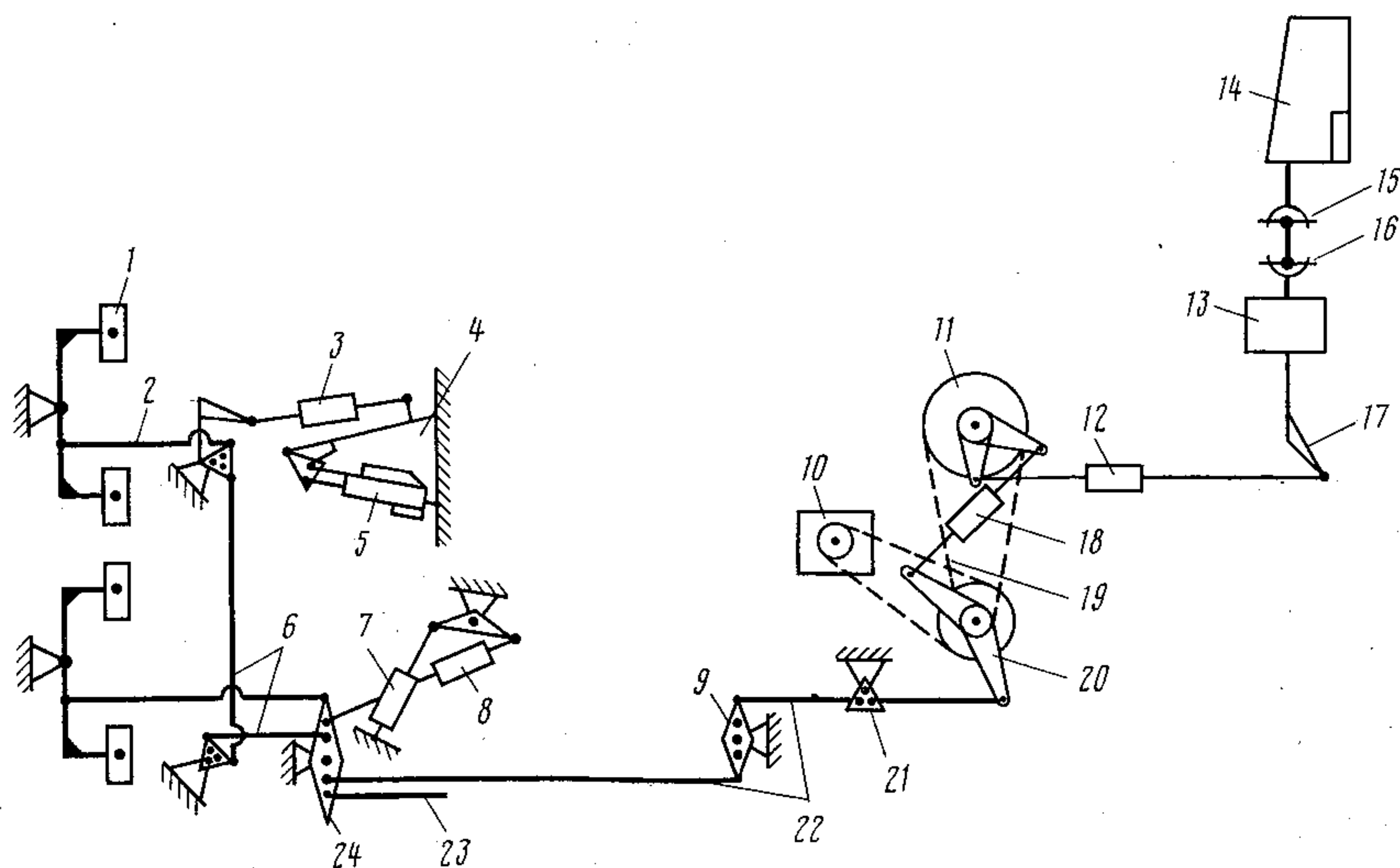


Рис. 64. Схема управления рулем направления:

1 — педали; 2 — тяга; 3 — полетный загрузчик; 4 — механизм включения полетного загрузчика; 5 — электромеханизм МП-100М-16; 6 — тяги; 7 — электромеханизм МП-100М-36; 8 — механизм включения взлетно-посадочного загрузчика; 9 — коромысловая качалка; 10 — рулевая машинка из комплекта АП-6ЕМ-3П; 11 — секторная качалка; 12 — рулевой агрегат РАУ-108 (2-й канал); 13 — гидроусилитель ГУ-108; 14 — РН; 15 — карданный вал РН; 16 — карданный вал гидроусилителя; 17 — входной рычаг гидроусилителя; 18 — рулевой агрегат РАУ-108 (1-й канал); 19 — трос КСАН-3,5; 20 — двуплечая качалка; 21 — двухшковый поводок; 22 — тяги проводки системы управления РН; 23 — тяга управления колесами передней опоры; 24 — коромысловая качалка

Ограничитель углов отклонения руля направления выполнен на узле стопорения, установленном на II лонжероне киля. На корпусе узла симметрично хорде руля с двух сторон приварены щеки, в которые ввернуты болты-ограничители, в головках которых на клею вставлены буфера из резины для смягчения ударов стальных клыков, закрепленных на носке руля направления.

Маркировка тяг управления рулем направления выполнена в виде двух черных колец.

Полетный загрузатель. Он установлен по правому борту между шпангоутами № 7 и № 8 и предназначен для ограничения отклонения РН в полете до $\pm 5^\circ$ при убранных закрылках. Включается полетный загрузатель автоматически после уборки закрылков при включенном гидроусилителе ГУ-108Д и не обжатых стойках основных опор от механизма концевых выключателей МКВ-41 системы управления закрылками. Для автоматического включения загрузателя необходимо, чтобы перед полетом был включен переключатель «Полетный загрузатель» на верхнем электрощитке. При включенном полетном загрузателе на верхнем электрощитке горит зеленая лампа под переключателем «Полетный загрузатель».

Выключение полетного загрузателя производится также автоматически при выпуске закрылков и обжатии стоек основных опор, в случае выключения гидроусилителя ГУ-108Д или падения давления в гидросистеме самолета, независимо от положения закрылков и обжатия шасси.

Для принудительного (аварийного) выключения полетного загрузателя, в случае посадки самолета с невыпущенными закрылками, в кабине экипажа, на верхнем электрощитке необходимо переключатель перевести в положение «Принудительно выключен».

Механизм включения полетного загрузателя (рис. 65) состоит из кронштейна, рычага, трехплечей ка-

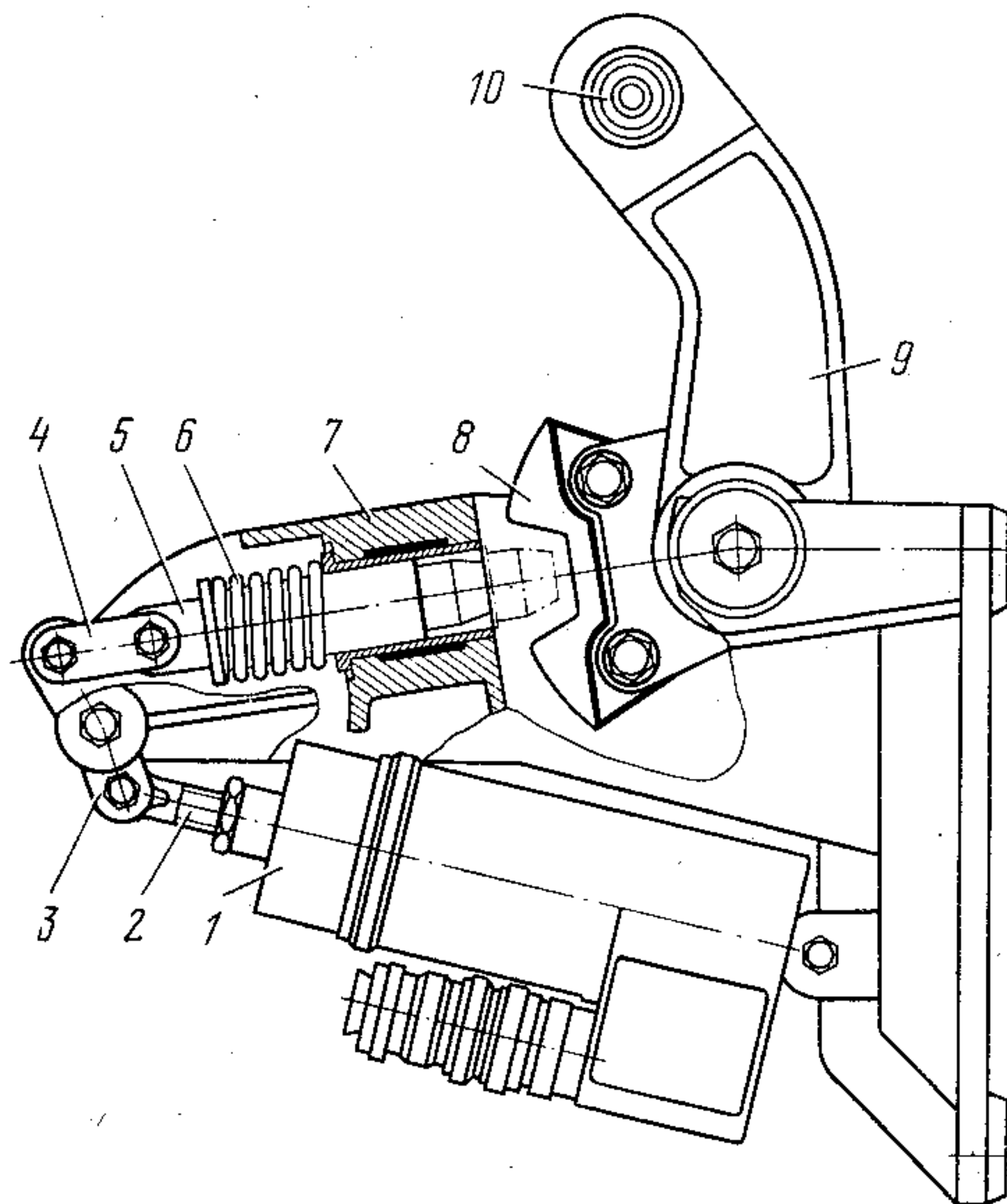


Рис. 65. Механизм включения полетного загрузателя РН:

1 — электромеханизм МП-100М-16; 2 — болт ушковый; 3 — коромысловая качалка; 4 — серьга; 5 — вилка стопорного штыря; 6 — пружина; 7 — кронштейн; 8 — сектор; 9 — рычаг; 10 — подшипник

чалки, стопорного штыря, исполнительного электромеханизма МП-100М-16. К рычагу присоединяется загрузатель. На ступице рычага имеется прилив с выполненным на нем пазом, в который вставлена и закреплена на двух болтах стальная щека с конусным пазом. На конце кронштейна установлена коромысловая качалка, левое ушко которой соединено со штоком электромеханизма МП-100М-16, а правое — двумя стальными серьгами со стопорным штырем, который свободно перемещается внутри бронзовой втулки. На стопорном штыре сверху расположена возвратная пружина, а внутри смонтирован конусный накопчик. Нагрузка от полетного загрузателя линейная и составляет совместно с основным взлетно-посадочным загрузателем от (85 ± 5) до (130 ± 13) кгс при отклонении РН на углы соответственно от 5 до 25° .

Взлетно-посадочный (основной) пружинный загрузатель. Он уста-

новлен между шпангоутами № 8 и № 9 по левому борту фюзеляжа и предназначен для имитации нагрузки от аэродинамических сил с линейной характеристикой нагрузки от (5 ± 1) до $(45 \pm 4,5)$ кгс. Приrost усилия на педалях пропорционален углу отклонения РН. Этот загрузатель работает при включенном гидроусилителе и наличии давления в гидросистеме. При включении ГУ-108Д происходит автоматическое включение в систему управления РН пружинного загрузателя. При выключении ГУ-108Д или падении давления в гидросистеме ниже (15 ± 5) кгс/см² происходит автоматическое выключение взлетно-посадочного загрузателя из системы управления РН.

Взлетно-посадочный загрузатель смонтирован на механизме включения, закрепленном на балочках пола кабины пилотов, и подключен к гидросистеме самолета. Вильчатый наконечник штока загрузателя присоединен к шарниру коромысловой качалки. На корпусе механизма включения шарнирно установлен электромеханизм триммерного эффекта МП-100М-36 для триммирования — уменьшения усилий на педалях от пружины пружинного загрузателя. Вторым своим ушком электромеханизм присоединен к качалке механизма включения. Триммирование пружинного загрузателя обеспечивает полное снятие нагрузки на педалях от пружинного загрузателя в диапазоне углов отклонения РН $\pm 5^\circ$ и производится электромеханизмом триммерного эффекта МП-100М-36, управляемым переключателем с пульта управления триммерами первого или второго пилотов.

Переключатель заблокирован с переключателем управления триммером РН. Раздельное управление механизмом триммерного эффекта и триммером РН осуществляется с помощью концевого выключателя, установленного на механизме включения пружинного загрузателя. При

падении давления в гидросистеме или выключении гидроусилителя ГУ-108Д концевой выключатель разъединяет электроцепь механизма триммерного эффекта с переключателем и соединяет электроцепь между переключателем и электромеханизмом управления триммером. Отключение переключателя при триммировании должно сопровождаться уменьшением нагрузки на педалях от пружинного загрузателя. Для уменьшения нагрузки при отклоненном руле направления вправо переключатель механизма триммерного эффекта необходимо отклонить также вправо.

Демпфер рыскания ДР-134М. Он предназначен для улучшения характеристик боковой устойчивости и управляемости самолета на всех режимах полета при неавтоматическом — прямом управлении самолетом. Демпфер рыскания состоит из двух автономных каналов. Исполнительные механизмы — рулевые агрегаты РАУ-108 I и II каналов установлены в систему управления РН последовательно. В комплект демпфера рыскания входят следующие агрегаты: четыре датчика ДУСУ-1-12АС, два из которых предназначены для измерения угловой скорости рыскания, а два — для измерения угловой скорости крена; два релейно-усилительных блока РУБ-134А для суммирования и усиления сигналов, полученных от датчиков ДУСУ-1-12АС, жесткой обратной связи и выдачи усиленного управляющего сигнала на исполнительный механизм демпфера; блок дифференцирования и отклонения БДО-134 для выдачи сигнала пропорционально угловому ускорению рыскания на блок РУБ-134А; два рулевых агрегата управления РАУ-108 для отклонения РН посредством гидроусилителя при получении сигналов; пульт настройки и контроля ПНК-134Б для регулировки передаточного отношения угловых скоростей рыскания и крена в каждом канале демпфера.

Демпфер рыскания ДР-134М на всем диапазоне полета с выключенным автопилотом работает в режиме парирования короткопериодических колебаний самолета. Демпфер рыскания включается перед полетом после запуска двигателей и включения гидроусилителя двумя переключателями I и II каналов на верхнем электрощитке пилотов. При включении загораются зеленые лампочки на пульте настройки и контроля ПНК-134Б. Перед каждым включением демпфера рыскания необходимо производить пятикратную полную перекладку РН при включенном гидроусилителе.

Технические условия на эксплуатацию

При оценке технического состояния системы управления РН необходимо руководствоваться общими техническими условиями на эксплуатацию системы управления самолетом и нижеследующими техническими условиями.

1. Положение РН считается нейтральным, если педали находятся на одной прямой, перпендикулярной вертикальной оси пульта ножного управления, задняя кромка РН совпадает с задней кромкой надстройки под руль и смещение одной педали ножного пульта относительно другой не превышает 3 мм.

2. Люфт педали относительно секторной качалки в застопоренном положении не должен быть более 0,2 мм.

3. При отклонении педали с помощью шнура и динамометра на себя усилие должно быть не более 26 кгс. Замеры усилий трения ножного управления производятся трижды. Окончательным усилием трения считается среднее арифметическое значение из трех замеров. Перед замером усилия трения необходимо энергично (но не резко) отклонить 5—7 раз педали на полное перемещение. Усилие страгивания с места в среднее значение не засчитывается.

4. Суммарный люфт РН в соединении и в узлах навески при усилии 10 кгс и включенном ГУ-108Д (при расстопоренных рулях) не должен превышать 16 мм на самолетах, имеющих налет до 1000 л.ч, и 24 мм на самолетах, имеющих налет более 1000 л.ч.

5. Суммарный люфт в узлах навески триммера-флетнера РН допускается не более 2 мм.

6. При движении правой педали вперед до отказа РН отклоняется вправо на $(25 \pm 1)^\circ$, или (505 ± 20) мм.

7. При движении левой педали вперед до отказа РН отклоняется влево на $(25 \pm 1)^\circ$, или (505 ± 20) мм.

8. При отклонении РН вправо триммер-флетнер отклоняется влево на $17^\circ 30' \pm 1^\circ 30'$, или $(84 \pm 7,5)$ мм.

9. При отклонении РН влево триммер-флетнер отклоняется вправо на $17^\circ 30' \pm 1^\circ 30'$, или $(84 \pm 7,5)$ мм.

10. При переводе тумблера вправо триммер РН отклоняется влево на $1^\circ 30' \pm 30'$, или $(7,5 \pm 2,5)$ мм.

11. При переводе тумблера влево триммер РН отклоняется вправо на $1^\circ 30' \pm 30'$, или $(7,5 \pm 2,5)$ мм.

12. При снятии ног с педалей и нажатии переключателя механизма триммирования в правую, а затем в левую сторону правая, а затем левая педали должны переместиться вперед на 23—29 мм за 3,5—7,5 с, а РН должен отклониться на $5^\circ \pm 30'$.

13. Регулировку системы управления РН необходимо производить в состоянии «отстопорено» с обеспечением зазоров между стопорными штырями и гнездами не менее (5 ± 1) мм. При этом должна быть выдержана соосность осей стопорных гнезд и стопорных штырей по механизмам стопорения РН.

14. Рабочий ход гидроусилителя (ход входного звена) $(\pm 60 \pm 2,4)$ мм, отклонение РН $(\pm 25 \pm 1)^\circ$.

15. Продолжительность полного хода гидроусилителя должна быть

не более 1,2 с при работе гидроусилителя как от основной гидросистемы с давлением (210 ± 15) кгс/см², так и от автономной с давлением 75—105 кгс/см².

16. При выключении гидросистемы автоматический переход гидроусилителя на ножное управление должен происходить без ударов и толчков педалей.

17. Зазор между упорами узла стопорения и упорами РН должен быть в пределах $(2 \pm 0,5)$ мм. Регулировку зазора рекомендуется производить при положении педали управления РН на упоре.

18. Нейтральное положение качалок (поводков) на шпангоутах №№ 8, 40, 41, 48, 49, 60, 61 определяется по совмещению рисок, нанесенных на качалках (поводках) и кронштейнах их крепления. Несовмещение рисок допускается до 0,3 мм.

19. При регулировке системы управления РН запрещается изменять длину тяг с рулевыми агрегатами управления РАУ-108.

20. При выключенном гидроусилителе запрещается производить резкие перекладки педалей из одного крайнего положения в другое во избежание повреждения упоров на гидроусилителе.

21. При давлении в основной гидросистеме (26 ± 5) кгс/см², в автономной (28 ± 5) кгс/см² и включении гидроусилителя ГУ-108 взлетно-посадочный пружинный загрузатель должен автоматически включаться в систему управления РН, управление триммером РН должно автоматически выключаться из системы управления самолетом.

22. При давлении в гидросистемах (15 ± 5) кгс/см² и выключении гидроусилителя ГУ-108Д: взлетно-посадочный пружинный загрузатель РН должен автоматически выключаться из системы управления РН, управление триммером РН должно автоматически включаться в систему управления самолетом.

23. При падении давления в гидросистемах до (15 ± 5) кгс/см² и вы-

ключении гидроусилителя ГУ-108Д автоматически должен выключаться демпфер рыскания ДР-134М.

24. При стопорении РН автоматически выключается управление краном ГА-165 гидроусилителя ГУ-108, а при отстопорении — автоматически включается.

25. Включение полетного загрузателя РН и сигнальной лампочки должно производиться автоматически при: включенном гидроусилителе ГУ-108Д; убранных закрылках; необжатых стойках основных опор; отклонением РН на углы от $\pm 5^\circ \pm 30'$ до $(\pm 25 \pm 1)^\circ$.

26. Выключение полетного загрузателя и сигнальной лампочки должно производиться автоматически при: выключении гидроусилителя ГУ-108Д (или падении давления в нем независимо от положения закрылков); выпуске закрылков; обжатии стоек основных опор.

27. На деталях и узлах ножного пульта управления допускаются: на осях с качалками, секторах, педалях, ограничителе, тягах пульта, муфтах и ушках — забоины и коррозия до 0,1 мм; на поводке педали — забоины глубиной до 0,2 мм; на втулке, ручке стопора, пружине — забоины глубиной до 0,3 мм.

28. На наружной поверхности корпуса, крышке, вилке и гайках полетного пружинного загрузателя допускаются забоины, механические повреждения глубиной до 0,5 мм.

29. На крышке, качалках, секторе механизма включения полетного загрузателя допускаются забоины, задиры и другие механические повреждения поверхности глубиной не более 0,5 мм.

30. На наружной поверхности корпуса, крышках и вилках взлетно-посадочного загрузателя допускаются механические повреждения глубиной до 0,5 мм.

31. На наружной поверхности кронштейна, кожуха механизма включения взлетно-посадочного загрузателя допускаются механические повреждения глубиной до 0,5 мм.

32. На узлах и деталях редукционных барабанов (качалке РВ с сектором, качалке РН с сектором, барабанах, кронштейнах) допускаются механические повреждения глубиной до 1 мм. Выработка канавок в секторах допускается не более 0,5 мм.

33. На качалках механизма управления триммером-флетнером РН допускаются механические повреждения глубиной до 1 мм.

34. На ребрах жесткости качалки механизма управления триммером-флетнером РН, проушинах, переходах вблизи отверстий допускаются механические повреждения глубиной до 0,5 мм.

35. На кронштейне механизма управления триммером-флетнером РН допускаются вдали от переходов и отверстий механические повреждения глубиной до 1 мм.

36. На герметических выводах тяг управления, направляющем узле допускаются механические повреждения глубиной до 0,5 мм.

37. На карданных кольцах, вилках, крышках карданной трубы управле-

ния РН допускаются механические повреждения на нерабочих поверхностях глубиной до 0,2 мм.

38. На вилке, трубе, гайках тяги с РАУ-108 допускаются механические повреждения глубиной до 0,5 мм.

3.4. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕРОНАМИ

Общие сведения о системе

Управление элеронами осуществляется двумя штурвалами колонок пилотов (рис. 66). Управление может производиться двумя пилотами или раздельно — первым или вторым пилотом. В кабине экипажа имеется кинематическая связь двух штурвалов колонок управления при помощи жесткой тяги, соединяющей рычаг секторной качалки правой колонки с нижним плечом коромысловой качалки левой колонки. Верхнее плечо коромысловой качалки, установленной на колене левой колонки, соединено тягой с верхним рычагом коромысловой ка-

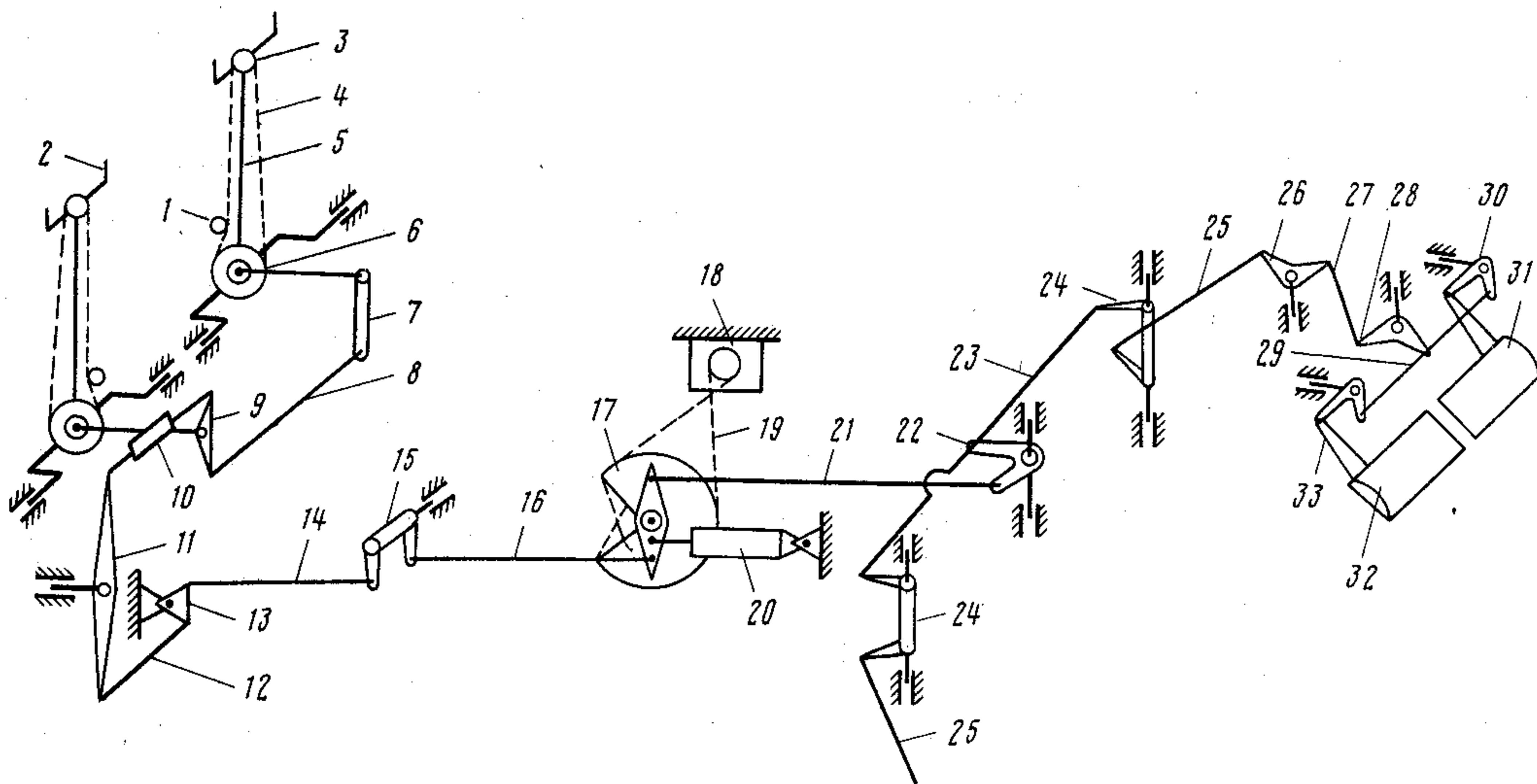


Рис. 66. Схема управления элеронами:

1 — ролик; 2 — штурвалы пилотов; 3 — звездочка; 4 — зубчатая цепь; 5 — трос КСАН-4,5; 6 — сектор; 7 — рычаг; 8 — тяга; 9 — коромысловая качалка; 10 — тяга; 11 — коромысловая тяга; 12 — тяга; 13 — двуплечая качалка; 14 — тяги проводки системы управления элеронами; 15 — качалка; 16 — тяга; 17 — сектор с коромысловой качалкой; 18 — рулевая машинка из комплекта АП-6ЕМ-ЗП; 19 — тросы КСАН-3,5; 20 — пружинный загрузатель; 21 — тяги проводки системы управления элеронами; 22 — двуплечая качалка; 23 — тяга; 24 — герметический узел; 25 — тяги управления в крыле; 26 — угловая качалка; 27 — тяга; 28 — качалка; 29 — тяга; 30 — качалка внешнего элерона; 31 — внешний элерон; 32 — внутренний элерон; 33 — качалка внутреннего элерона

чалки, закрепленной между шпангоутами № 6 и № 7. Между этими шпангоутами установлена в горизонтальном положении двуплечая качалка, одно плечо которой соединено с нижним рычагом коромысловой качалки, а от другого плеча отходит тяга проводки управления в фюзеляж и крыло.

Поворот любого штурвала по часовой стрелке или против вызывает вращение зубчатой звездочки, закрепленной на оси штурвала, и перемещение бесшумной цепи, соединенной посредством тросов КСАН-4,5 с секторной качалкой, которая, перемещая качалки и тяги управления, приводит к отклонению элеронов.

Тросы управления элеронов, расположенные в колонках, имеют буквенную и цветную маркировки, выполненные на резьбовых наконечниках тросов: буквенная маркировка ЭА, две белые полосы (при натяжении троса правый элерон отклоняется вверх); буквенная маркировка ЭБ, одна белая и одна черная полоса (при натяжении троса правый элерон отклоняется вниз).

В фюзеляже до I лонжерона центроплана тяги проводки управления проложены по левому борту на роликовых направляющих, являющихся общими для проводки управления рулями, и частично на поводках. В зоне шпангоутов №№ 19—21 через секторную качалку подсоединен пружинный загрузочный механизм, создающий усилие на штурвале до 12 кгс (без учета трения в проводке). Секторная качалка одновременно обеспечивает связь системы управления элеронами с рулевой машинкой автопилота.

На стенке I лонжерона центроплана в литом кронштейне шарнирно закреплена литая двуплечая качалка с углом разворота плечей на 90°. Одно плечо качалки соединено с тягами проводки, идущей от пилотов, второе — с верхними рычагами герметических узлов, расположенных по обоим бортам фюзеляжа. Нижние рычаги герметических узлов,

находящиеся в негерметической зоне фюзеляжа, соединены с тягами проводки в крыле.

Тяги проводки управления элеронами в крыле проложены вдоль I лонжерона в роликовых направляющих до нервюр №№ 18—19, где они присоединяются к литой угловой качалке и переходят на II лонжерон крыла. На задней стенке II лонжерона, также между нервюрами № 18 и № 19, установлена двуплечая качалка, входной рычаг которой соединен с угловой качалкой, а выходной двухушковый рычаг — с качалками элерона, расположенными на нервюрах № 18 и № 20. Таким образом, поворот штурвала вызывает поворот четырех крыльевых качалок, вращение которых передается на элероны.

Ограничение отклонения элеронов выполнено на угловой качалке. В тело качалки запрессован стальной упор, а в приливы кронштейна ввернуты на резьбы два ограничителя. Для смягчения удара при резких отклонениях в пустотелые головки ограничителей на клею поставлены резиновые буфера. Тяги проводки управления элеронами имеют цветную маркировку — черное кольцо.

Технические условия на эксплуатацию

При оценке технического состояния системы управления элеронами необходимо руководствоваться общими техническими условиями на эксплуатацию системы управления самолетом и нижеследующими техническими условиями.

1. Маркировочная риска на ступице штурвала должна совпадать с риской на головке колонки. Смещение рисков не должно превышать 2 мм.

2. Зазор между звеньями цепи и крышкой на голове колонки должен быть 0,5—1,5 мм.

3. Суммарный люфт в узлах навески элерона не должен превы-

шать: для внешних элеронов 6,0 мм (если разность люфтов правых и левых внешних элеронов не превышает 2 мм);

для внутренних элеронов 9,0 мм (если разность люфтов внутренних правых и левых элеронов не превышает 3 мм). Замер люфта производить по внутреннему торцу внутреннего элерона при приложении к задней кромке элерона нагрузки 10 кгс. При замере люфта элеронов управление должно быть застопорено.

4. Суммарные люфты в узлах навески флетнера внешнего элерона не должны превышать 1,5 мм, а триммера-флетнера внутреннего элерона — 2 мм.

5. При нейтральном положении качалки между шпангоутами № 6 и № 7, двуплечего поворота между шпангоутами № 16 и № 17, секторной качалки между шпангоутами № 19 и № 20, центральной качалки на I лонжероне, качалок герметических узлов элеронов, поводка и качалки на I лонжероне крыла между нервюрами №№ 17а—19 маркировочные риски на качалках (поводках) и кронштейнах их крепления должны быть совмещены. Допустимое несоответствие рисок не более 0,3 мм.

6. Усилие трения на штурвале управления элеронами при его отклонениях по часовой стрелке и против должно быть не более 5 кгс (при отсоединенном пружинном загрузателе замеряется до начала растяжения пружин на клапанах элеронов).

7. При отклонении штурвала управления элеронами по часовой стрелке до отказа правые элероны отклоняются вверх, а левые — вниз на $(19 \pm 1)^\circ$ или внешние секции элеронов на (135 ± 7) мм, а внутренние секции элеронов на $(235,5 \pm 12,5)$ мм (все отклонения даны без учета ножа). Регулировку производить ограничителями кронштейна крепления качалки на I лонжероне крыла между нервюрами № 18 и № 19.

8. При отклонении штурвала управления элеронами по часовой

стрелке флетнеры правого элерона отклоняются вниз на $6^\circ \pm 30'$, или $(11,5 \pm 1)$ мм, а флетнеры левого элерона — вверх на $6^\circ \pm 30'$, или $(11,5 \pm 1)$ мм.

9. При переводе переключателя вправо (правый крен) правый триммер внутренней секции элерона отклоняется вниз на $3^\circ \pm 30'$, или (6 ± 1) мм, а левый триммер — вверх на $3^\circ \pm 30'$, или (6 ± 1) мм.

10. При переводе переключателя влево (левый крен) правый триммер внутренней секции элерона отклоняется вверх на $3^\circ \pm 30'$, или (6 ± 1) мм, левый триммер — вниз на $3^\circ \pm 30'$, или (6 ± 1) мм.

11. На штурвалах управления элеронами допускаются продольные механические повреждения до 1 мм и длиной до 20 мм, поперечные — глубиной 0,5 мм и длиной не более 10 мм.

12. На ручках штурвала допускаются трещины глубиной 1—1,5 мм, длиной до 15 мм, не более 4 шт., с обязательной заделкой пастообразной массой (раствор этрола с этилацетатом), зачисткой и полировкой.

13. На цепной передаче допускаются забоины на концевиках цепи, риски глубиной до 0,1 мм, подлежащие зачистке до плавных переходов.

14. На звездочке, секторе и качалке допускаются забоины, риски глубиной до 0,1 мм, подлежащие зачистке до плавных переходов.

15. На корпусе, крышке, вилке, гайке пружинного загрузателя элеронов допускаются механические повреждения глубиной до 0,5 мм, подлежащие зачистке до плавного перехода и последующем восстановлении покрытия.

16. На оттягивающем ролике с кронштейнами, качалке редукционного барабана элеронов допускаются механические повреждения глубиной до 0,1 мм.

17. На корпусе герметического узла управления элеронами допускаются механические повреждения глубиной до 1 мм.

18. На качалках герметического узла допускаются механические повреждения глубиной до 0,5 мм.

19. На гайках герметического узла допускаются механические повреждения глубиной до 0,2 мм.

3.5. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ МЕХАНИЗМАМИ СТОПОРЕНИЯ РУЛЕЙ И ЭЛЕРОНОВ

Общие сведения о системе

Управление механизмами стопорения рулей и элеронов осуществляется тросовой проводкой с помощью рукоятки, установленной на пульте левого пилота (рис. 67). Цель стопорения — предохранение на стоянке самолета рулей и деталей систем управления от поломок ветром. Система стопорения заблокирована с рычагами управления двигателя, что исключает запуск двигателей и взлет самолета при застопоренном управлении. Для предупреждения поломки механизма стопорения РН при включенном гидроусилителе ГУ-108Д система стопорения заблокирована с системой включения электромагнитного крана ГА-165 гидроусилителя таким образом, что при застопоренной системе управления автоматически выключается управление краном ГА-165, а при отстопоривании автоматически включается. РН и элероны стопорятся в нейтральном положении, а руль РВ — отклоненный в крайнее нижнее положение, что исключает возможность самопроизвольного стопорения его в полете в случае неисправности механизма стопорения.

Управление системой стопорения производится с левого пульта пилота. Рукоятка стопорения рулей имеет два фиксированных положения: переднее — «Застопорено» и заднее — «Отстопорено». Для перемещения рукоятки из крайнего заднего положения в крайнее переднее необходимо установить рычаги управ-

ления двигателями в крайнее заднее положение и поставить РВ в крайнее нижнее положение, а элероны и РН — в нейтральное. После поднятия головки фиксатора вверх, следует переместить рукоятку вперед, опустить фиксатор и убедиться в том, что рукоятка надежно зафиксировалась. Усилие на рукоятке при застопорении руля не более 20 кгс, а при отстопорении не более 5 кгс.

Два троса типа КСАН-3,5 от ролика рукоятки спускаются под пол кабины и по системе оттяжных и направляющих роликов проходят по левому борту фюзеляжа над жесткой проводкой управления рулями и элеронами. На шпангоуте № 19 проводка системы стопорения переходит на правый борт и проходит рядом с проводкой управления триммерами РВ. Между шпангоутами № 24 и № 26 к основной проводке при помощи специального разъемного узла стыковки присоединяются два троса стопорения управления элеронами. На правой стороне I лонжерона центроплана тросы управления элеронами огибают под углом в 90° два ролика и переходят на левую сторону лонжерона, где присоединяются к механизму стопорения элеронов. Нижний трос, имеющий маркировку «СБ» и красную и черную полосы, закрепляется на ушке качалки стопорного механизма, а верхний трос, имеющий маркировку «СА» и две красных полосы, огибая ролик под углом 180°, подходит к качалке с другой стороны и закрепляется на ее ушке.

Механизм стопорения элеронов смонтирован на литом из сплава МЛ5-4Т кронштейне крепления качалки. В приливе литого кронштейна запрессована бронзовая втулка, в которую входит стопорный штырь. Ушко штыря соединено двумя стальными серьгами с малым плечом литой качалки. В штыре установлена внутренняя возвратная пружина, работающая на сжатие. На стопоре установлена наружная возвратная пружина стопорного штыря. Конструкция

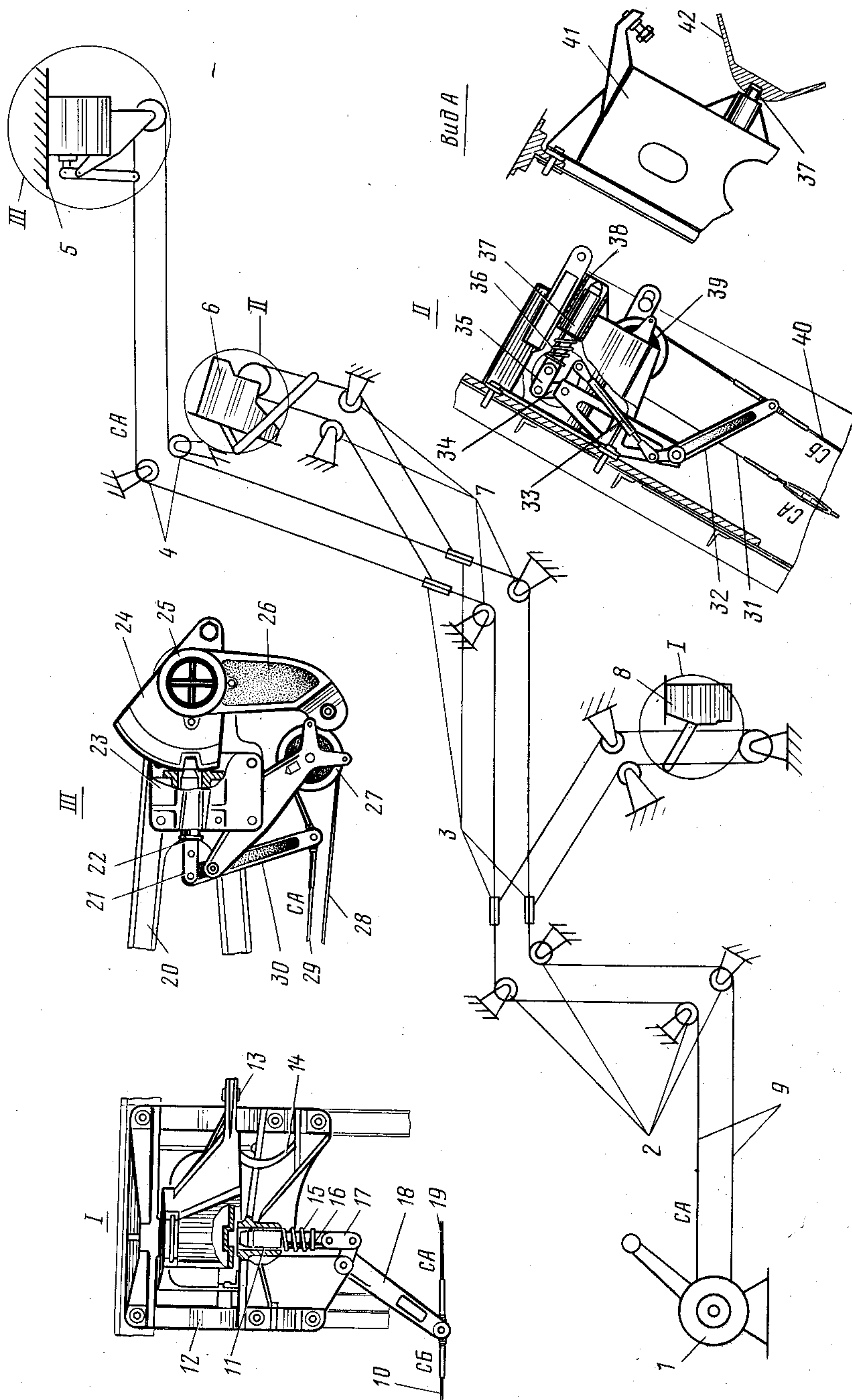


Рис. 67. Схема стопорения рулей и элеронов.

1 — пульт управления стопорением; 2, 4, 7 — ролики; 3 — узлы стыковки тросов; 5 — узел стопорения РН; 6 — узел стопорения элеронов; 9 — тросы КСАН-3,5; 10 — трос «СБ»; 11 — бронзовая втулка; 12 — кронштейн; 13 — качалка; 14 — переключатель металлизации; 15 — возвратная пружина; 16 — стопорный штырь; 17 — серва; 18 — двуплечая качалка стопорения; 19 — трос; 20 — кронштейн навески руля высоты; 21 — серва; 22 — стопорный штырь; 23 — литой кронштейн; 24 — щека со стопорным гнездом; 25 — карданный вал РВ; 26 — рычаг РВ; 27 — оттяжной ролик; 28 — трос «СБ»; 29 — трос «СА»; 30 — коромысловая качалка; 31 — трос «СА»; 32 — коромысловая качалка; 33 — тяга-тандер; 34 — корпус узла; 40 — носок руля стопорный штырь; 38 — бронзовая втулка; 39 — оттяжной ролик; 40 — корпус узла; 42 — носок руля

стопорного штыря рулей выполнена аналогично конструкции штыря элеронов. Внутрь корпуса штыря, изготовленного из коррозионно-стойкой стали, входит конусный наконечник из стали 30ХГСА.

Тросы проводки стопорения рулей, пройдя герметические выводы на шпангоуте № 55, подходят к шпангоуту № 60, где, обогнув нижние ролики под углом 90° , поднимаются вдоль его задней стенки к II лонжерону киля. В средней части шпангоута № 60 тросы разветвляются на две пары, два троса подходят к узлу стопорения РН, а два других поднимаются вдоль II лонжерона киля к узлу стопорения РВ.

Механизм стопорения РВ расположен на левом кронштейне навески карданного вала — на стабилизаторе, а механизм стопорения РН — на кронштейне, закрепленном внизу II лонжерона киля.

Технические условия на эксплуатацию

При оценке технического состояния системы стопорения рулей и элеронов необходимо руководствоваться общими техническими условиями на эксплуатацию системы управления самолетом и нижеследующими условиями.

1. Стопорные штыри должны плотно, без зазоров, входить в стопорные гнезда и не иметь радиальных люфтов. Допускается смещение штыря вдоль оси стопорного гнезда не более ± 2 мм. Наличие смазки, загрязнений на штырях, в стопорных гнездах не допускается.

2. При застопоривании системы управления рулями и элеронами усилие, прикладываемое к рукоятке механизма стопорения, не должно быть более 20 кгс. При отстопоривании систем усилие на рукоятке не должно быть более 5 кгс.

3. В отстопоренном положении зазоры между торцевыми поверхностями штырей и стопорных гнезд должны быть не менее: для стопора

РН ($6 \pm 0,1$) мм; для стопора РВ ($6 \pm 0,5$) мм; для стопора элеронов ($9 \pm 0,5$) мм.

4. В застопоренном положении зазоры между корпусом стопорного штыря и поверхностью сектора стопорения должны быть для стопора рулей и элеронов не менее 4 мм.

5. В застопоренном положении РН и элероны фиксируются в нейтральном положении, а РВ — в отклоненном вниз на $(16-1)^\circ$.

6. Рукоятка стопорения должна надежно фиксироваться в обоих крайних положениях. В застопоренном положении должен быть исключен запуск двигателя.

7. На деталях узла управления стопорением допускается выработка: зуба стопора на глубину не более 0,2 мм; выработка прорези сектора под стопор по ширине не более 4,5 мм.

8. При правильной сборке механизма стопорения палец должен выступать из вилки: для стопора РВ на 15,5 мм; для стопора РН на 14 мм; для стопора элеронов на 15,5 мм.

9. На кронштейне, рычаге, вилке, качалке механизма стопорения РВ, РН и элеронов допускаются механические повреждения глубиной до 0,5 мм.

10. На пальцах механизмов стопорения РВ, РН и элеронов допускаются незначительные нарушения покрытия на конической части пальца длиной до 3 мм и шириной до 1 мм. При нарушении покрытия на боковой поверхности пальцев необходимо их демонтировать и направить на перехромирование.

3.6. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ

Общие сведения о системе

Управление закрылками (рис. 68) электромеханическое от электромеханизма МПЗ-18А-5, крутящий момент которого передается посред-

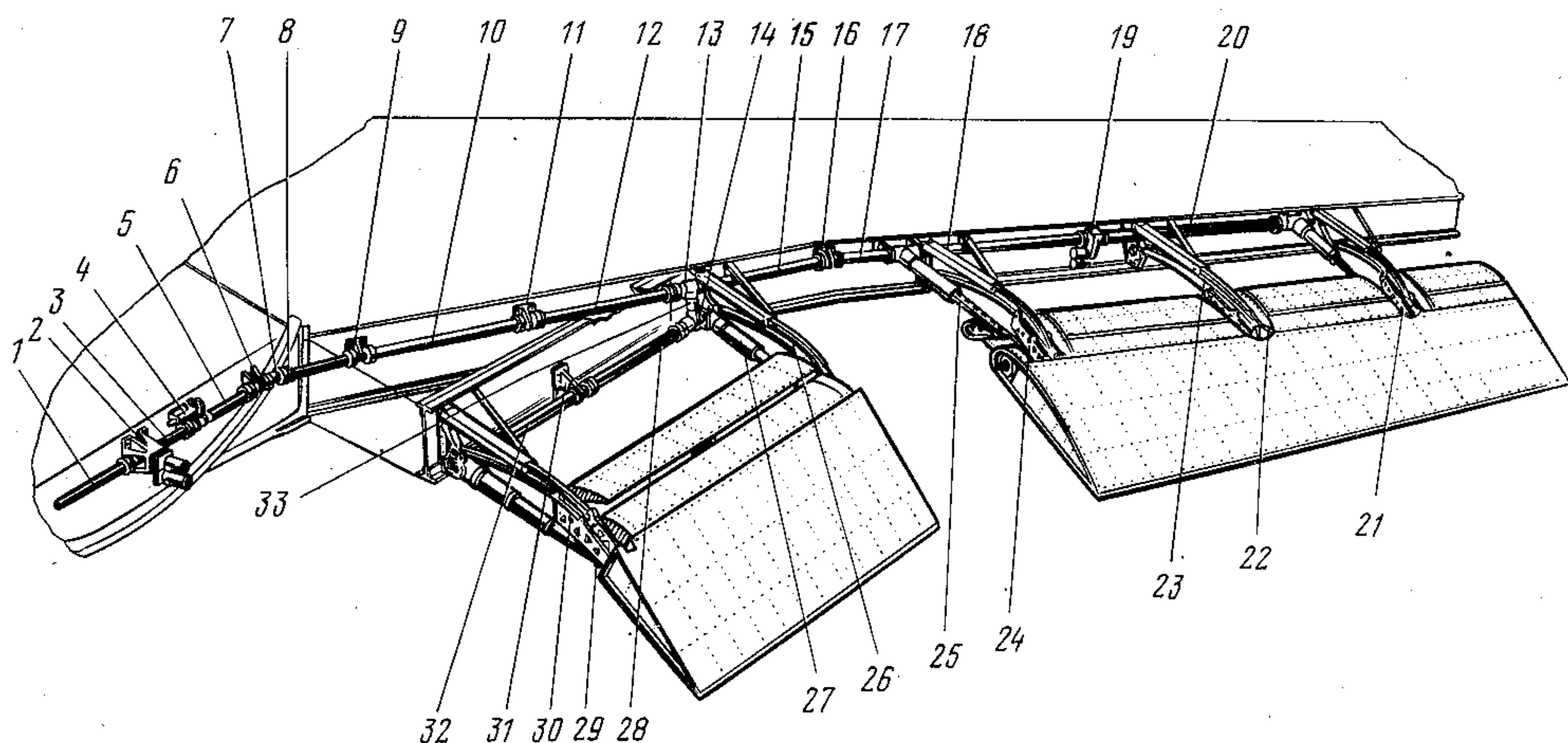


Рис. 68. Схема управления закрылками (правая сторона):

1, 3, 5, 7, 10, 12, 15, 17, 18, 20, 28, 32 — валы трансмиссии; 2 — электромеханизм МПЗ-18А-5; 4 — установка редуктора и МКВ-42А; 6, 9, 16 — карданные узлы; 8 — герметический узел; 11, 31 — кронштейны; 13, 14 — редукторы; 19 — установка МКВ-41А; 21 — соединение подъемника со шкворнем внешнего закрылка; 22 — соединения каретки с кронштейном закрылка; 23 — рельс внешнего закрылка; 24 — каретка внешнего закрылка; 25 — подъемник внешнего закрылка; 26 — рельс внутреннего закрылка; 27 — подъемник внутреннего закрылка; 29 — соединение подъемника со шкворнем каретки внутреннего закрылка; 30 — каретка внутреннего закрылка; 33 — кардан двойной

ством трансмиссии восьми винтовым подъемникам, связанным с закрылками. Командное управление закрылками осуществляется рукояткой управления на МКВ-43А и переключателем рода работы, которые размещены на верхнем приборном щитке пилотов. Рукоятка МКВ-42А фиксируется в положении 0, 10, 15, 20, 25, 38° отклонения закрылков. Выпуск, уборка и синхронизация закрылков осуществляются электромеханической системой СЭУЗ-1 2-й серии с четырьмя независимыми каналами слежения и электроприводом смешанного возбуждения. Положение закрылков контролируется с помощью двухстрелочного указателя ИП-32-07, установленного на верхнем приборном щитке пилотов.

Электромеханизм МПЗ-18А-5 крепится к II лонжерону центроплана и располагается под полом пассажирской кабины в зоне шпангоута № 34. Электромеханизм состоит из двух электродвигателей Д-600-5, связанных между собой через суммирующий дифференциальный редуктор, который передает вращение на выходной вал механизма, приво-

дящий в действие трансмиссию закрылков. Установка двух электродвигателей повышает надежность работы системы управления закрылками. В случае отказа одного из электродвигателей обеспечивается выпуск и уборка закрылков от другого электродвигателя, на за время вдвое большее.

Трансмиссия управления закрылками состоит из ряда отдельных стальных валов и валов из алюминиевых сплавов, связанных между собой посредством карданных узлов. Трансмиссия закрылков проложена по II лонжерону крыла. Карданные узлы трансмиссии служат для компенсации монтажных перекосов, эксплуатационных и температурных деформаций крыла. Осевые шлицы в карданах позволяют валам трансмиссии удлиняться или укорачиваться при деформации крыла. Опорами для валов трансмиссии являются кронштейны, закрепленные на II лонжероне крыла. Кронштейны имеют игольчатые подшипники. С подъемниками, редукторами, установленными на II лонжероне в зоне нервюры № 7 крыла, и электроме-

низмами МПЗ-18А-5 трансмиссия стыкуется посредством шлицевых наконечников. В местах выхода трансмиссии из фюзеляжа между шпангоутами № 34 и № 35 установлены герметические выводы.

Исполнительными механизмами, осуществляющими перемещение закрылков, являются винтовые подъемники, преобразующие вращение трансмиссии в поступательное движение гайки подъемника, соединенного с помощью вильчатой трубы со шкворнем закрылка. Перемещение гайки вдоль винта ограничивается двумя упорами на винте: передний (верхний) упор ограничивает движение гайки при уборке закрылков, а задний (нижний) упор — при выпуске их на угол 38° .

Закрылки перемещаются по рельсам с помощью кареток, установленных на внешних и внутренних закрылках. Каретки имеют несущие, поддерживающие и направляющие ролики.

Технические условия на эксплуатацию

1. При замене в условиях эксплуатации валов, подъемников, редукторов, карданных узлов, кронштейнов с подшипниками, электромеханизма МПЗ-18А-5 необходимо выдерживать соосность выходных элементов каждого устанавливаемого узла или агрегата с соседними узлами или агрегатами.

2. Перед установкой все валы проверить на свободное перемещение шлицевого соединения до упора. При этом усилие перемещения не должно превышать 5 кгс. Проверять 3 раза, поворачивая валы трансмиссии на 120° .

3. При установке герметического узла несоосность его с валом трансмиссии допускается не более 0,5 мм.

4. Движущиеся и вращающиеся детали не должны касаться деталей каркаса и оборудования. Зазоры дол-

жны быть не менее 5 мм при всех положениях деталей управления.

5. Биение валов трансмиссии не должно превышать 1 мм.

6. Стыковку валов трансмиссии с подъемниками выполнять так, чтобы неодновременность постановки всех подъемников на верхние упоры (убранное положение закрылков) не превосходила 8° угла поворота вала, стыкуемого с подъемником. Если при постановке на верхние упоры какой-либо из подъемников имеет опережение или отставание свыше 8° — выдвинуть из него трансмиссионные валы, повернуть винт подъемника на соответствующий угол, а затем произвести стыковку валов трансмиссии с подъемником.

7. Стыковку кареток производить в положении недохода подъемников до верхнего упора.

8. На всем диапазоне отклонений закрылка ролики кареток должны располагаться по ширине полок рельса симметрично. Допустимое смещение 1,5 мм.

9. Радиальные зазоры между роликами кареток и рабочими поверхностями рельсов должны быть в пределах 0,3—0,55 мм. Зазоры между боковыми роликами и рельсами должны быть в пределах 0,6—0,9 мм. Перекос кареток относительно полки рельса не должен превышать 0,2 мм на всем диапазоне отклонения закрылков. Замеряется в плоскости, перпендикулярной направлению движения каретки.

10. Расстояние между точками касания роликов каретки с полкой рельса и задним обрезом рельса при полностью выпущенном закрылке должно быть не менее 45 мм.

11. В убранном положении закрылков каретки должны обеспечивать вписываемость закрылков в теоретический обвод крыла в вертикальном направлении с точностью до 2 мм и в направлении хорды с точностью до 5 мм.

12. Качка закрылка, замеряемая по заданной кромке, не должна превышать 7 мм. Замер производить

в выпущенном положении закрылков. В убранном положении натяжение концевого замка должно обеспечивать отсутствие качки.

13. Суммарные угловые люфты трансмиссии закрылков должны быть:

от МПЗ-18А-5 до внешнего подъемника внешнего закрылка не более 21° до 1000 ч налета и не более 22° после 1000 ч налета;

от МПЗ-18А-5 до внутреннего подъемника внутреннего закрылка не более 19° до 1000 ч налета и не более 20° после 1000 ч налета.

14. Система СЭУЗ-1 должна обеспечивать следующие показатели:

недоход системы до упоров в подъемниках после остановки закрылков в крайних положениях должен быть: до верхних упоров $(150 \pm 35)^\circ$; до нижних упоров $(260 \pm 100)^\circ$;

при выпуске закрылков посредством рукоятки механизма МКВ-43А на углы $10, 15, 20, 25^\circ$ внутренние закрылки должны отклоняться на заданный угол с точностью $\pm 45'$, а при выпуске на угол 38° с точностью $\pm 30'$ (по угломеру);

предельное значение зоны нечувствительности, определяемое по моменту загорания сигнальной лампочки должно быть в диапазоне $30' - 1^\circ 30'$;

рассогласование между углами отклонения правых и левых закрыл-

ков в режиме синхронизации в случае нарушения механической связи между ними должно быть не более $1^\circ 30'$.

15. Время выпуска закрылков на полный угол или их уборки из полностью выпущенного положения на земле при совместной работе обоих электродвигателей должно быть не более 25 с.

16. Максимальный выпуск закрылков должен быть:

для внутренних закрылков $(38 \pm 1)^\circ$, или (1159 ± 30) мм;

для внешних закрылков $(35 \pm 1)^\circ$, или (1007 ± 30) мм.

Допустимая разница отклонения правого закрылка от левого не должна превышать $0,5^\circ$, или 15 мм.

17. Недоход системы до нижних упоров в подъемниках после остановки закрылков в крайнем положении при работе двух электродвигателей МПЗ-18А-5 должен соответствовать $(260 \pm 100)^\circ$ поворота вала трансмиссии у МПЗ-18А-5, или 6,5—14 оборотам ручного привода.

18. На рабочей поверхности рельсов допускаются сколы хромового покрытия в пределах, указанных на рис. 69.

19. На нерабочих поверхностях рельсов допускаются механические повреждения глубиной не более 0,2 мм.

20. На подкосах и кронштейнах

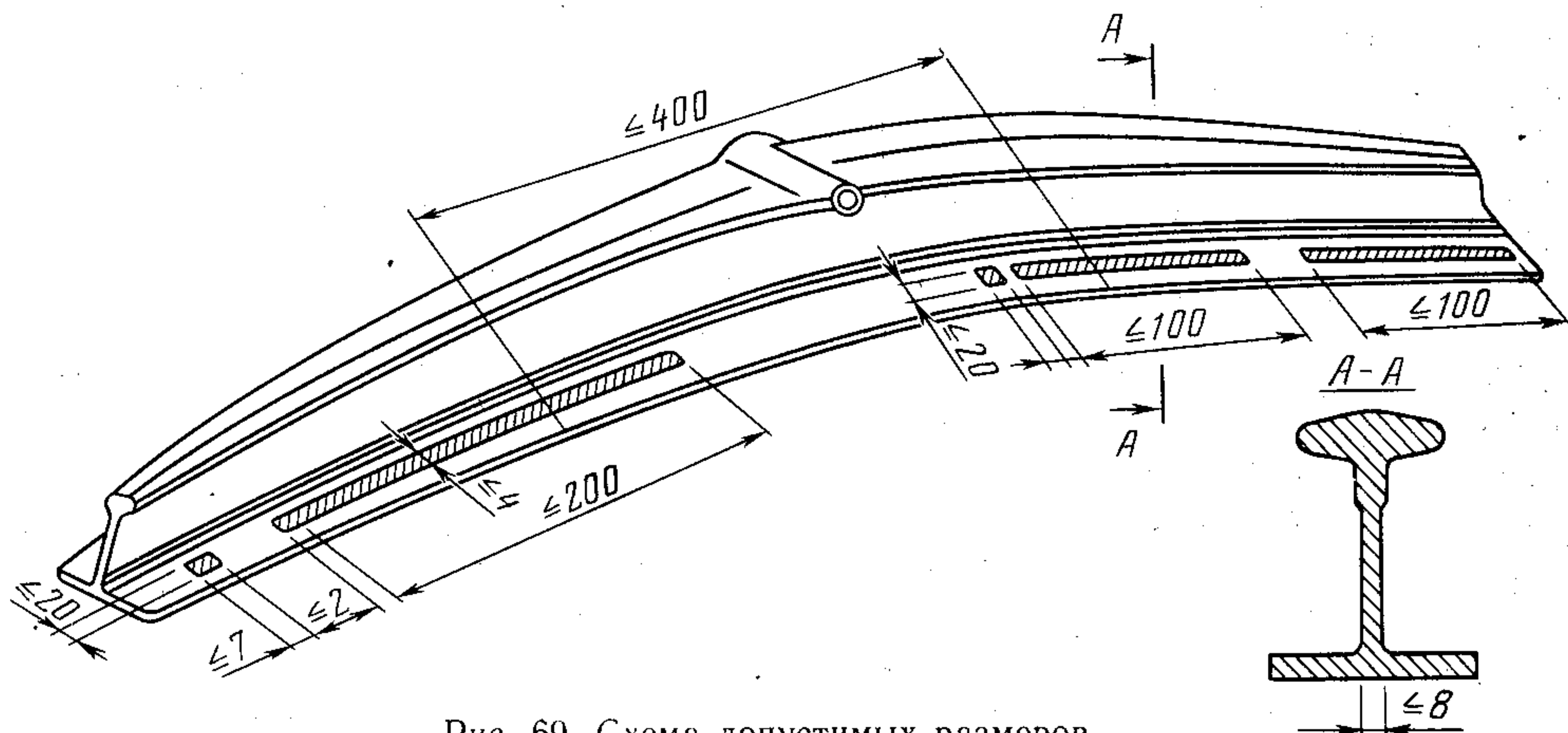


Рис. 69. Схема допустимых размеров скалывания хромового покрытия рельсов

допускаются механические повреждения глубиной не более 0,8 мм.

21. На подъемниках закрылков, кронштейнах их крепления, редукторах допускаются: механические повреждения глубиной до 0,5 мм; радиальный люфт корпуса подъемника в кронштейне не более 0,4 мм; осевой люфт корпуса подъемника в направлении оси трансмиссии не более 0,2 мм.

22. На рамах кареток допускаются механические повреждения глубиной до 0,5 мм, а на перемычках крепежных отверстий и в галтельных переходах — не более 0,1 мм.

23. Максимальный суммарный радиальный зазор между нижним и верхним роликами каретки в каждом сечении и рабочей поверхностью рельса не более 0,6 мм.

24. Зазоры (боковые) между боковыми рабочими поверхностями рельса и роликами каретки должны быть в пределах от 0,5 до 0,95 мм.

25. На рабочей поверхности направляющих роликов каретки допускаются механические повреждения глубиной до 0,1 мм.

26. Радиальный люфт шкворней во втулках кронштейнов закрылков и кареток допускается до 0,2 мм.

27. Радиальный люфт в соединениях вильчатых труб подъемников со шкворнями допускается до 0,2 мм.

28. Осевой люфт шкворней во втулках допускается до 0,1 мм.

29. На вильчатой части шкворня допускаются механические повреждения глубиной до 0,2 мм.

30. На валах трансмиссии допускаются механические повреждения глубиной до 0,5 мм и длиной до 80 мм.

31. На кронштейнах и крышках карданных узлов допускаются механические повреждения глубиной до 0,8 мм.

32. На опорных кронштейнах допускаются механические повреждения глубиной до 1 мм.

33. Недоход системы до верхних упоров в подъемниках после остановки закрылков в крайнем положении при работе двух электродвига-

телей МПЗ-18А-5 должен соответствовать $(150 \pm 35)^\circ$ поворота вала трансмиссии у МПЗ-18А-5, или 4,5—7 оборотам ручного привода.

34. Продолжительность выпуска закрылков на полный угол или их уборки из полностью выпущенного положения на земле при раздельной работе каждого электродвигателя МПЗ-18А-5 — не более 50 с.

3.7. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ

Общие сведения о системе

Для уменьшения пробега после посадки на самолете установлены интерцепторы (воздушные тормоза). Управление интерцепторами осуществляется двумя гидравлическими приводами с гидравлической синхронизацией правого и левого интерцепторов. Проводка управления интерцепторами проложена вдоль задней стенки II лонжерона крыла между нервюрами №№ 9—15 и состоит из трех стальных сварных качалок, двух стальных тяг, соединяющих нижние плечи качалок, и трех регулируемых звеньев, соединяющих верхние плечи качалок с кронштейнами интерцепторов. К ушку первой от фюзеляжа качалки присоединяется шток гидравлического цилиндра, который через систему тяг и качалок отклоняет интерцептор вверх относительно узлов подвески.

Жидкость к гидроприводам подводится от основной гидросистемы под давлением 210 кгс/см^2 через электромагнитный кран ГА-163, управляемый переключателем ППНГ-15К, установленным на левом пульте, и кнопкой 204КС, установленной под гашеткой на правом роге штурвала левого пилота.

Выпускаются интерцепторы только на земле, когда обжата одна из стоек основных опор при нахождении переключателя в положении «Включено» и нажатии гашетки кнопки 204КС. При снятии гашетки с кноп-

ки интерцепторы автоматически убираются. Интерцепторы можно убрать также установкой переключателя в положение «Принудительная уборка». Это необходимо выполнять в случае загорания красных ламп на средней приборной доске. Для фиксации интерцепторов в убранном положении в силовых цилиндрах имеются двойные шариковые замки, контролируемые двумя лампами красного цвета.

Технические условия на эксплуатацию

1. Отклонение интерцепторов должно быть $(52 \pm 1)^\circ$, или (482 ± 10) мм.

2. Время выпуска или уборки интерцепторов должно быть 2—4 с.

3. Допустимая качка интерцепторов в убранном положении за счет люфта в шариковом замке и шарнирных соединениях цилиндра, качалок и тяг не должна превышать 4 мм.

4. Зазор между подвижными деталями управления интерцепторами и неподвижными деталями конструкции крыла должен быть не менее 3 мм.

5. Зазоры между головками болтов соединения карданных тяг с качалками и валами трансмиссии закрылков должны быть не менее 4 мм.

6. Осевой люфт качалок допускается не более 0,2 мм.

7. Осевой люфт в шарнирных подшипниках типа «ШС» допускается до 0,15 мм, а радиальный — до 0,06 мм.

8. Зазоры между вильчатыми наконечниками тяг и ушками качалок во всех положениях системы управления интерцепторами должны быть не менее 0,5 мм.

9. На тягах, карданах, качалках допускаются те же размеры механических повреждений, что и на аналогичных деталях, узлах системы управления закрылками.

3.8. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРОМ

Общие сведения о системе

Для обеспечения возможности эксплуатации самолета в более широком диапазоне центровок стабилизатор самолета выполнен переставляемым. Управление поворотом стабилизатора (рис. 70) осуществляется вокруг точек крепления его на II лонжероне киля с помощью переднего шарнирного механизма, состоящего из серьги и качалки, закрепленной на кронштейне I лонжерона киля. Полный угол поворота стабилизатора равен $2^\circ 30'$. Для взлета стабилизатор на предварительном старте устанавливается относительно строительной горизонтали фюзеляжа на угол до -3° , что соответствует показанию указателя УПС-1 $-1^\circ 30'$. Для полета и посадки положение стабилизатора должно быть относительно оси фюзеляжа $-1^\circ 30'$, что соответствует 0 по УПС-1.

Качалка шарнирного механизма поворачивается из одного крайнего положения в другое при помощи электромеханизма МУС-7А и винтового подъемника.

Механизм МУС-7А установлен на кронштейне I лонжерона киля и состоит из двух электродвигателей Д-600ТВ, дифференциального суммирующего редуктора, фрикционной муфты ограничения момента и ручного привода. Выходной вал механизма передает крутящий момент через карданный узел на винт подъемника стабилизатора. При вращении винта его гайка с силовой трубой подъемника совершают поступательное движение и через шарнирный узел производят отклонение рычага качалки. Качалка, установленная шарнирно на неподвижном кронштейне-фитинге на I лонжероне киля, отклоняясь в ту или другую сторону в плоскости, перпендикулярной оси шарнирных узлов, перемещает ки-

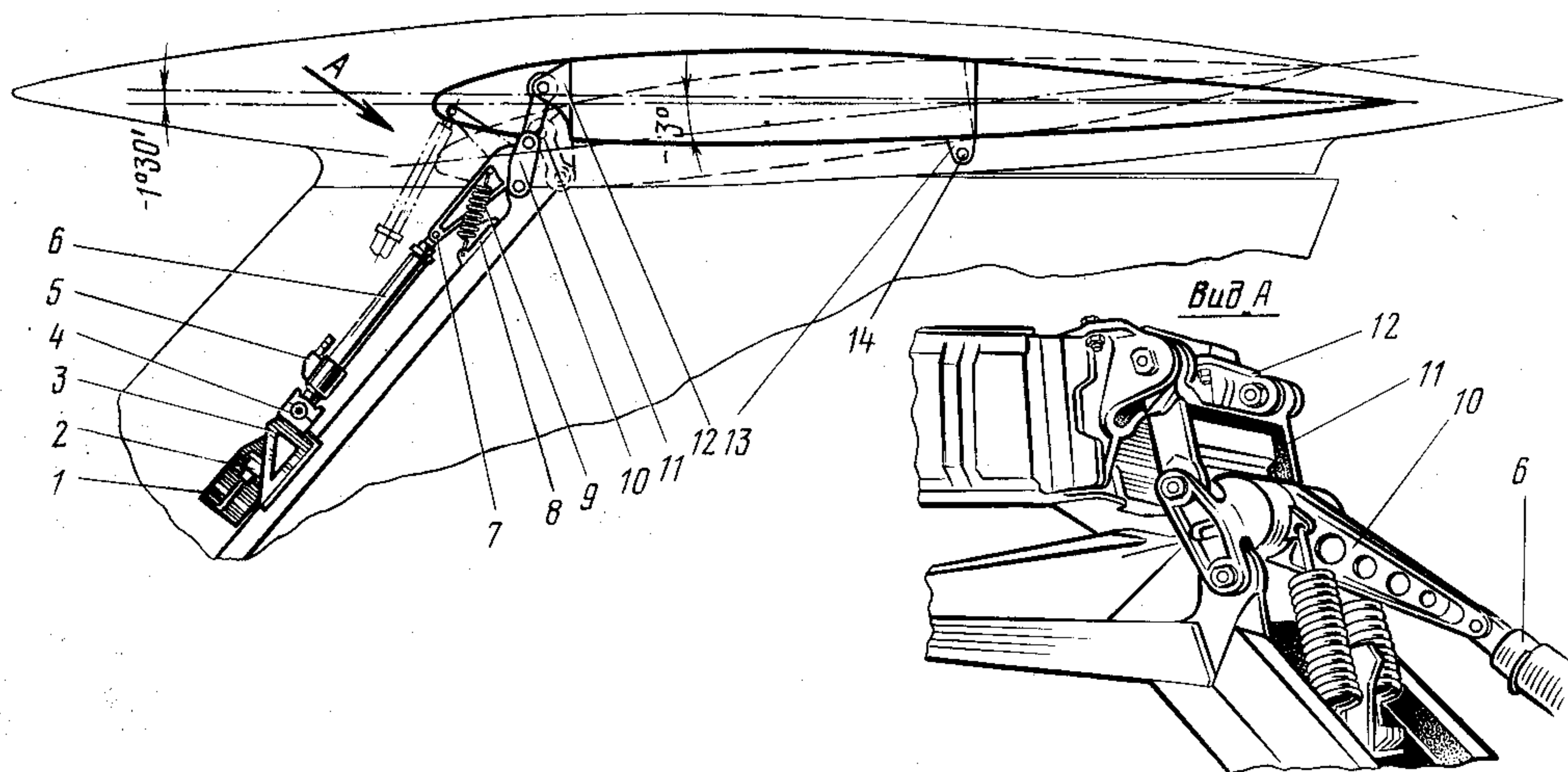


Рис. 70. Схема управления стабилизатором:

1 — электромеханизм МУС-7А; 2 — ручной привод; 3 — кронштейн подъемника; 4 — цапфа подъемника; 5 — механизм концевых выключателей МКВ-38; 6 — подъемник; 7 — шарнирное соединение подъемника с рычагом качалки; 8 — упор; 9 — пружины; 10 — качалка с рычагом; 11 — серьга; 12 — кронштейн на I лонжероне стабилизатора; 13 — кронштейн II лонжерона; 14 — ось вращения стабилизатора

нематически связанную с ней серьгу. Серьга, связанная шарнирными узлами с кронштейном-фитингом, жестко закрепленным на I лонжероне стабилизатора, совершая сложное движение в плоскости, перпендикулярной направлению осей шарниров звеньев кинематического узла передней подвески стабилизатора, поднимает или опускает носок стабилизатора.

Управление стабилизатором может быть осуществлено первым или вторым пилотом при помощи переключателей 2ПНГ-15, установленных на левом пульте управления триммерами и на правом электрощитке. Положение стабилизатора контролируется с помощью указателя УПС-1, установленного на верхнем щитке приборов.

Технические условия на эксплуатацию

1. На кронштейнах крепления МУС-7А и МКВ-38, серьге и качалке допускаются механические повреждения глубиной до 0,5 мм.

2. На корпусе и трубе с проушиной подъемника допускаются механические повреждения глубиной до 0,3 мм.

3. В верхнем положении стабилизатора (угол — $1^{\circ}30'$ относительно строительной горизонтали фюзеляжа) серьга и качалка должна

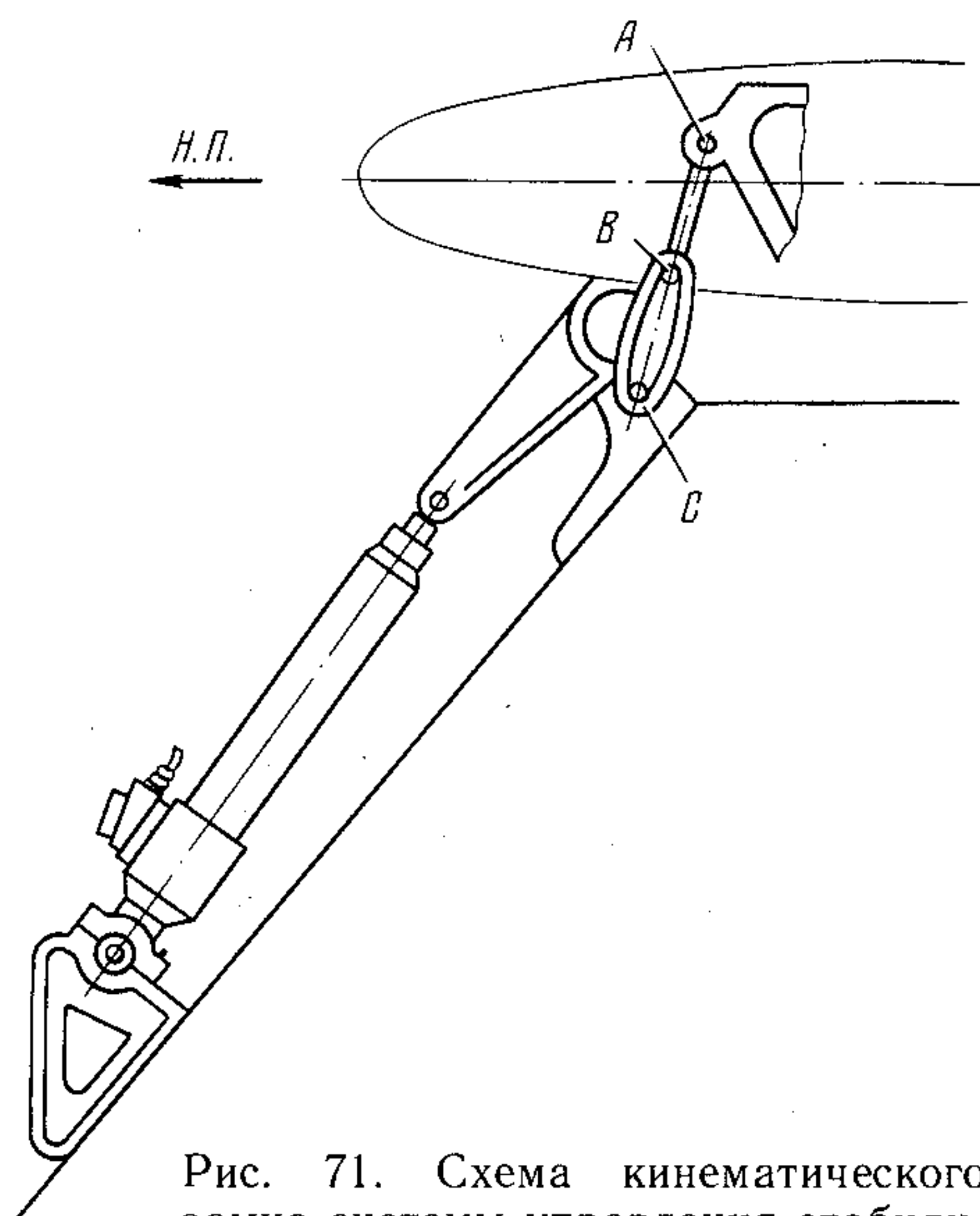


Рис. 71. Схема кинематического замка системы управления стабилизатором

находиться на кинематическом замке, т. е. точки А, В, С должны лежать на одной прямой (рис. 71). Допустимое отклонение точки В от прямой АС — не более 0,5 мм.

4. Затяжку гаек в точках А, В, С и в месте стыковки подъемника с качалкой необходимо производить моментом (1650 ± 165) кгс·см.

5. Углы установки стабилизатора в крайних положениях относительно строительной горизонтали фюзеляжа должны быть $-1^{\circ}30' \pm 5'$ и $-3^{\circ} \pm 5'$. При этом рабочий ход подъемника составляет (108 ± 1) мм. Крайние положения стабилизатора отмечены рисками, нанесенными на поверхность силовой трубы подъемника по торцу кожуха, с надписями «ПВ» (положение верхнее) и «ПН» (положение нижнее). После останова системы должен быть обеспечен запас хода подъемника до соответствующего упора не менее 5 мм, что соответствует 24 ± 2 оборотам ручного привода МУС-7А.

6. При работе ручным приводом МУС-7А момент на рукоятке не должен превосходить значение $5 \cdot 10^{-4}$ кгс·см.

7. При совместной работе двух электродвигателей МУС-7А продолжительность перемещения стабилизатора на земле из одного крайнего положения в другое должна быть не более 5,5 с, а при раздельной работе — не более 11 с.

3.9. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Основные технические данные

Самолет оборудован тремя независимыми друг от друга гидравлическими системами: основной, тормозной и автономной. Каждая из систем имеет свой бак, свои гидроаккумуляторы, свою аппаратуру регулирования, управления и свои коммуникации. Общей для

трех гидравлических систем является система дренажа и наддува.

Источники давления рабочей жидкости в основной, тормозной и автономной системах — насосы (насосные станции) — соответственно НП-43/1, 465Д, НР-01, НС-45.

В качестве рабочей жидкости во всех гидравлических системах самолета Ту-134А используется масло АМГ-10, которое представляет собой легкую нефтяную фракцию, загущенную специальной вязкостной присадкой. В качестве основы для его приготовления применяются нефтяные фракции специальных отборных нефтей высокой степени очистки. Для отличия масло окрашивается в красный цвет жировым красителем. Окраска позволяет легче обнаружить негерметичность гидросистемы. Основные физико-химические свойства масла АМГ-10 приведены в ГОСТ 6794-75*.

В коррозионном отношении масло нейтрально. С водой, спиртом и спиртоглицериновыми жидкостями масло АМГ-10 не смешивается, но их примеси резко ухудшают его свойства.

В исключительных случаях допускается вместо масла АМГ-10 дозаправлять гидравлическую систему зарубежными сортами масел: Aero-shell fluid-4 (по спецификации Англии — ДТД-585; по спецификации США — Mil-H-5606B); жидкостью Н-515 для нужд НАТО.

Дозаправка жидкостью Aero-shell fluid-4 разрешается в экстренных случаях (при отсутствии масла АМГ-10) в количестве не более 50% полной емкости масла в гидросистеме с последующим сливом всей смеси из гидросистемы в аэропорту базирования и заменой на масло АМГ-10. Промывка баков гидросистемы в этом случае не производится.

Основные технические данные гидросистемы приведены ниже.

Основная гидросистема

Рабочее давление, кгс/см ²	210 ^{±10} ₅
Рабочая жидкость	АМГ-10
Общий объем масла, заливаемого в систему, л	48
Рабочий объем масла в баке (при заряженных гидроаккумуляторах, выпущенном шасси; убранных интерцепторах), л	22
Подача насосов (общая), л/мин	70
Давление начала открытия предохранительного клапана, кгс/см ²	240 ^{±4}
Расход жидкости через каждую дроссельную решетку, л/мин, при давлении 210 кгс/см ²	4,2 ± 0,3
Начальная зарядка газовых камер, кгс/см ² , техническим азотом 2-го сорта по ГОСТ 9293—74* при температуре +20°C:	
гасителей пульсации	115 ± 3
гидроаккумуляторов	70 ± 3
Давление перед гидроусилителем, кгс/см ²	90—100
» » стеклоочистителем, кгс/см ²	150
» начала открытия предохранительного клапана в системе стеклоочистителей, кгс/см ²	160 ^{±5}
давление в системе наддува гидробаков, кгс/см ²	1,2 ± 0,1
» начала открытия предохранительного клапана системы наддува гидробаков, кгс/см ² :	
клапана прямого действия	1,4 ^{±0,15} _{0,05}
клапана обратного действия	0,08 ± 0,04
Продолжительность уборки шасси, с, не более:	
общая при 70 л/мин	7
то же, для усиленного шасси	9
общая при Q = 35 л/мин	10
то же, для усиленного шасси	13
до момента, когда задние колеса основных опор выступают за линию обвода гондолы шасси на 1/2 диаметра колеса, при Q = 35 л/мин	6
то же, для усиленного шасси	8
общая продолжительность выпуска шасси, с, не более	10
то же, для усиленного шасси, с, не более	12
Продолжительность выпуска интерцепторов, с	2—4
» уборки интерцепторов, с	2—4
Давление включения световой сигнализации МСТ-100, кгс/см ²	100 ± 5

Тормозная гидросистема

Рабочее давление, кгс/см ²	210 ^{±8} ₃
Рабочая жидкость	АМГ-10
Общий объем масла, заливаемого в систему, л	30
Рабочий объем масла в баке (при заряженных гидроаккумуляторах, выпущенном шасси, заторможенных колесах), л	16,5 ^{±1}
Подача насоса, л/мин, не менее	8
Давление начала открытия предохранительных клапанов, кгс/см ² :	
основной тормозной системы	230—4
аварийной » »	260 ± 15
Начальная зарядка газовых камер гидроаккумуляторов, кгс/см ² , техническим азотом 2-го сорта по ГОСТ 9293—74* при температуре +20°C	
Рабочее давление в цилиндрах тормозов (максимальное), кгс/см ² :	
основной тормозной системы	90 ± 5
аварийной » »	90 ± 15

Усилие полного обжатия педали, кгс	65
Начало торможения колес при давлении, кгс/см ² , не более	15
Продолжительность растормаживания колес при освобождении рукояток или педалей, с, не более	1
Давление тормоза стояночного положения, кгс/см ²	115±5
Число торможений от одного гидроаккумулятора	15
Давление затормаживания колес после взлета, кгс/см ²	45 ⁺²⁰ ₋₅
Давление включения световой сигнализации, кгс/см ² :	
ПДМ-210	140±7
ЭС-200	190±10

Автономная гидросистема

Рабочее давление, кгс/см ²	от 75 до 100±5
Рабочая жидкость	АМГ-10
Общий объем масла, заливаемого в систему, л	6
Рабочий объем масла в баке (при включенной станции), л	3,8
Уровень масла в баке, не ниже:	
при заряженной гидросистеме	нижняя отметка на ко- жу- хе мас- ло- указа- теля
при разряженной гидросистеме	верхняя отметка
Начальная зарядка газовой полости гидроаккумулятора насосной станции НС-45, кгс/см ² , техническим азотом 2-го сорта по ГОСТ 9293—74* при температуре +20°С	35 ⁺²
Время выхода на рабочий режим насосной станции, с, не более	4
Давление наддува в баке насосной станции, кгс/см ²	1,2±0,1
» переключения гидроусилителя ГУ-108Д на питание автономной гидро- системы, кгс/см ²	30±5
Давление включения световой сигнализации МСТ-40, кгс/см ²	40±5
Подача насоса, л/мин, не менее	6

Основная гидравлическая система

Основная гидравлическая система предназначена для уборки и выпуска шасси с управлением створками отсеков опор, управления поворотом колес передней опоры, управления гидроусилителем ГУ-108Д руля направления.

Управление уборкой шасси. Управление (рис. 72) осуществляется переключателем 2ППНТ-К, расположенном на верхнем приборном щитке пилотов. Контроль за со-

стоянием уборки шасси ведется по сигнальным лампочкам на ППС-2МК.

После установки переключателя управления шасси в положение «Убрано» срабатывает кран основного управления шасси ГА-142/1, который пропускает жидкость из магистрали высокого давления к исполнительным агрегатам гидросистемы шасси на уборку. При этом срабатывает кран ГА-184У, отключающий зарядку гидроаккумуляторов от насосов НП-43М/1.

Жидкость поступает в цилиндр

механизма к перепускному клапану замка подвески передней опоры и через золотниковый распределитель в цилиндр уборки и выпуска передней опоры. Механизм распора и складывающийся подкос передней опоры складываются, опора убирается. Зеленая лампа сигнализации выпущенного положения

передней опоры гаснет. В процессе уборки створки ниши передней опоры открываются механически. После уборки опоры и закрытия замка подвески жидкость проходит через перепускной клапан в цилиндр задних створок передней опоры на их закрытие. После закрытия створок на ППС-2МК загорается крас-

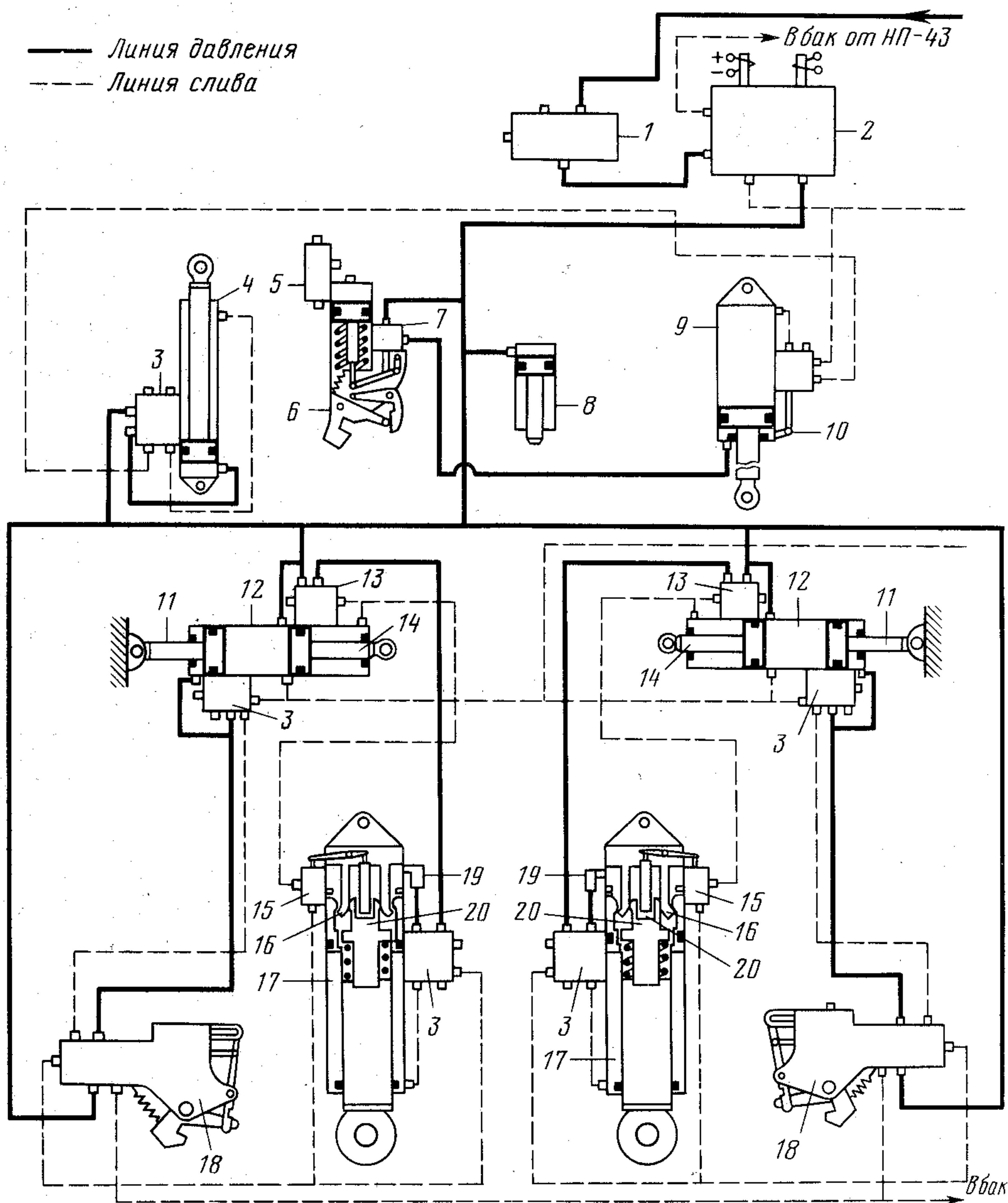


Рис. 72. Схема системы управления шасси в положении на уборку:

1 — клапан отключения; 2 — электромагнитный кран; 3 — золотниковый распределитель; 4 — цилиндр уборки и выпуска передней опоры; 5 — челночный клапан; 6 — замок подвески передней опоры; 7 — перепускной клапан; 8 — цилиндр механизма распора; 9 — гидроцилиндр задних створок передней опоры; 10 — механический привод; 11, 14 — штоки; 12 — гидроцилиндр задних створок основных опор; 13, 15 — согласующие клапаны; 16 — цанга; 17 — подкос-подъемник; 18 — замок подвески основной опоры; 19 — ступенчатый дроссель; 20 — плунжер цангового замка

ная лампочка убранного положения передней опоры шасси. Одновременно с этим жидкость поступает к цилиндрам механизмов створок основных опор на их открытие и к замкам подвески. После открытия створок согласующие перепускные клапаны цилиндров створок пропускают жидкость в подкос-подъемник на уборку основных опор. После закрытия замков подвески основных опор жидкость от замков подвески поступает в цилиндр механизма створок на их закрытие.

После закрытия створок на ППС-2МК загораются красные лампочки убранного положения основных опор. После загорания последней красной лампы необходимо выдерживать систему уборки шасси под давлением $200\text{—}210\text{ кгс/см}^2$ в течение 5 с, а затем перевести рукоятку переключателя 2ППНТ-К в нейтральное положение.

Управление выпуском шасси. Управление (рис. 73) производится переключателем 2ППНТ-К. После постановки рукоятки переключателя в положение «Выпущено» срабатывает электромагнитный кран ГА-142/1. Рабочая жидкость поступает через согласующий клапан в цилиндр створок передней опоры и раскрывает задние створки. В конце хода шток цилиндра посредством механического привода и толкателя открывает перепускной клапан для подачи рабочей жидкости через челночный клапан в полость замка подвески и через золотниковый распределитель в полость силового цилиндра уборки и выпуска передней опоры. Под давлением рабочей жидкости замок подвески передней опоры открывается и происходит выпуск передней опоры. В процессе выпуска задние створки закрываются механически, а передние остаются открытыми. После полного распрямления механизма распора передней опоры на ППС-2МК загорается зеленая лампочка выпущенного положения передней опоры.

Одновременно рабочая жидкость поступает в полость согласующих клапанов цилиндров створок основных опор и через золотниковые полости входит в полости цилиндров. Под действием давления жидкости корпус цилиндра перемещается и открываются створки. В конце хода цилиндр воздействует на механический привод, который через толкатель открывает перепускной клапан для подачи жидкости в полость замка подвески основной опоры. Крюк снимается с защелки, и замок открывается. Жидкость через клапан замка подвески устремляется в полость подкоса-подъемника на выпуск основных опор. После срабатывания цангового замка подкоса-подъемника происходит перемещение толкателя, который, воздействуя на механический привод, открывает шариковый клапан. Рабочая жидкость поступает в цилиндр створок на их закрытие. После перемещения штока внутри корпуса цилиндра задние створки основных опор закрываются. На ППС-2МК загораются зеленые лампочки выпущенного положения основных опор. Убедившись в нормальном выпуске шасси, необходимо выдерживать систему в течение 25 с под давлением $200\text{—}210\text{ кгс/см}^2$, а затем рукоятку переключателя 2ППНТ-К перевести в нейтральное положение.

Управление поворотом передних колес. Оно производится непосредственно от педалей ножного управления самолетом и действует совместно с отклонением РН. Система управления имеет четыре режима работы. Первый режим больших отклонений соответствует рулению самолета с убранными закрылками и при полном отклонении РН обеспечивает угол поворота колес на $\pm 55^\circ$ от среднего положения до упора. Второй режим малых отклонений соответствует пробегу и разбегу самолета и при полном отклонении РН обеспечивает угол поворота колес на $\pm 8^\circ 30'$ от среднего положения (взлетно-посадочный

режим). Третий режим больших отклонений соответствует экстренному рулению при выпущенных закрылках и при полном отклонении РН обеспечивает угол поворота колес на $\pm 55^\circ$ от среднего положения. Во

всех трех режимах отклонение колес передней опоры непрерывно следует за отклонением руля (положением педалей). Четвертый режим соответствует свободному ориентированию передней опоры, при котором

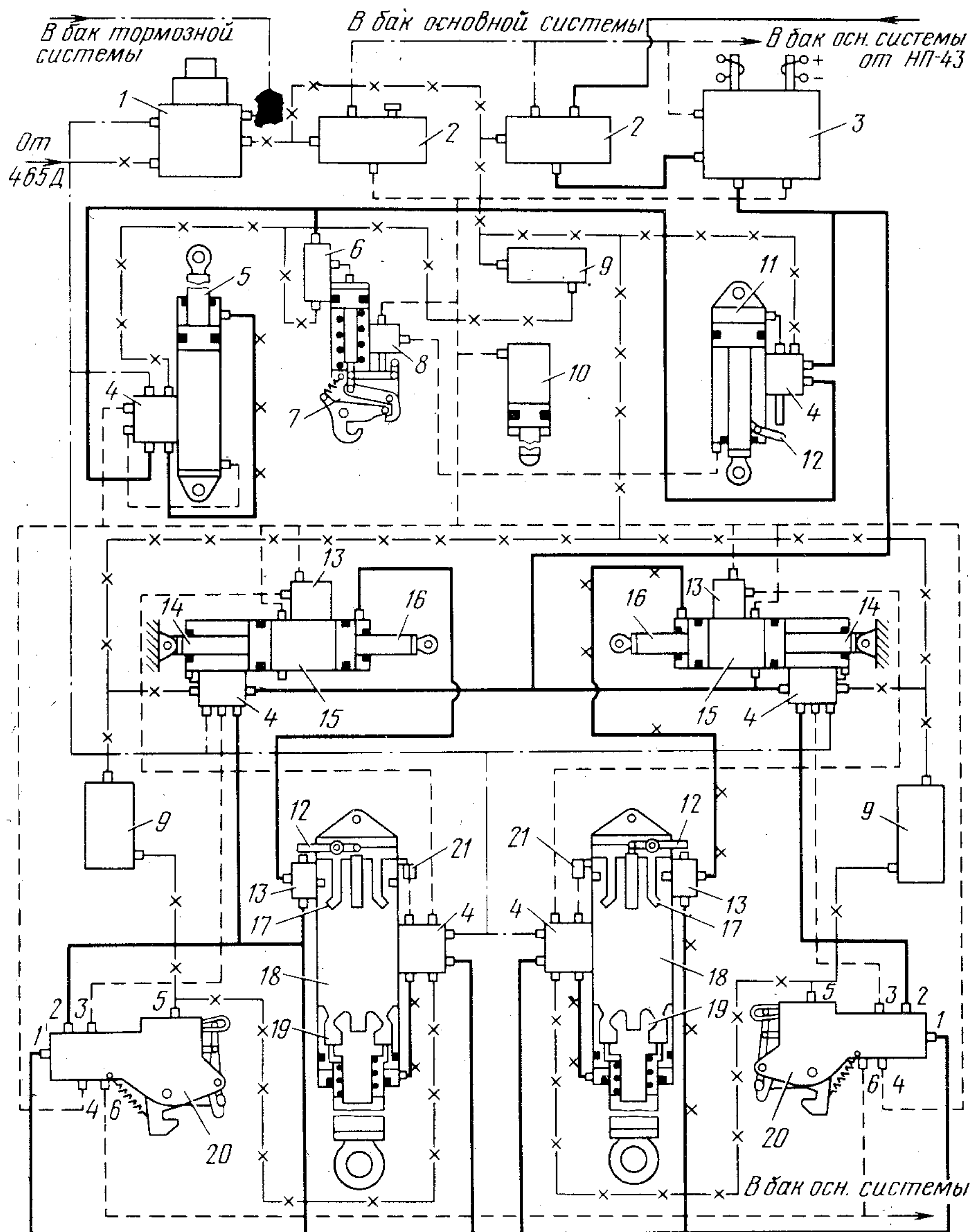


Рис. 73. Гидравлическая схема управления шасси в положение на выпуск:

1 — кран аварийного выпуска шасси; 2 — клапаны отключения; 3 — электромагнитный кран; 4 — распределители жидкости; 5 — цилиндр уборки и выпуска передней опоры; 6 — челночный клапан; 7 — замок подвески передней опоры; 8 — перепускной клапан; 9 — клапан перепуска; 10 — цилиндр механизма распора; 11 — гидроцилиндр задних створок передней опоры; 12 — механический привод; 13 — согласующий клапан; 14, 16 — штоки; 15 — гидроцилиндр задних створок основной опоры; 17 — цанги; 18 — подкос-подъемник; 19 — плунжеры цанговых замков; 20 — замки подвески основной опоры; 21 — ступенчатый дроссель; ——— линия давления от основной системы; ——— линия слива при выпуске от основной системы; —x—x— линия давления от тормозной системы; ——— линия слива при выпуске от тормозной системы

как колеса, так и педали имеют полную и независимую свободу движения. Это положение устанавливается автоматически — с момента отрыва самолета от земли при взлете или по желанию пилота после выключения ВГ-15К управления поворотом колес передней опоры.

Перед взлетом самолета при выпуске закрылков в взлетное положение происходит автоматическое переключение системы на режим отклонения $\pm 8^\circ 30'$. После отрыва передних колес от земли система управления переходит в режим самоориентирования; колеса самостоятельно устанавливаются в среднее (нейтральное) положение и остаются в этом положении на все время полета. В случае падения давления в гидросистеме система управления автоматически переходит в режим самоориентирования.

При необходимости система управления передними колесами может быть переведена в режим самоориентирования переключателем управления поворотом колес.

При посадке после опускания передней опоры включение системы на режим пробега ($\pm 8^\circ 30'$) происходит автоматически. Для перехода на режим руления командиру корабля после уборки закрылков необходимо нажать на переключатель режимов и отпустить его, а при необходимости руления с выпущенными закрылками необходимо нажать на переключатель и удерживать его в нажатом положении до окончания руления.

Управление интерцепторами. Оно осуществляется переключателем интерцептора, расположенным на электрощитке первого пилота, и курком — на правом роге штурвала первого пилота. Выпуск интерцепторов производится нажатием на курок кнопки в момент касания самолетом ВПП колесами основных опор. Выпущенное положение интерцепторов контролируется по загоранию двух сигнальных красных ламп, расположенных на средней прибор-

ной доске пилотов. Уборка производится снятием курка с защелки (освобождение кнопки). Уборку можно также выполнить установкой переключателя в положение «Принудительная уборка».

В систему управления интерцепторами входят следующие агрегаты:

электрогидравлический кран ГА-163/16, который служит для подачи давления рабочей жидкости в линию уборки или выпуска; гидравлический синхронизатор ГА-215, который служит для синхронного выпуска интерцепторов, допуская максимальное рассогласование не более 5° . Принцип работы основан на поддержании постоянного расхода жидкости за счет дросселирования ее при подаче в гидропривод при выпуске или уборке интерцепторов. ГА-215 и ГА-163/16 установлены в панели агрегатов гидросистемы в правом полукрыле; клапаны разъема, исключющие слив рабочей жидкости из магистрали системы при демонтаже панели агрегатов;

гидроприводы (гидроцилиндры) двойного действия с двойными шариковыми замками, приводящие в действие трансмиссию интерцепторов, состоящую из тяг, качалок и регулируемых звеньев.

Управление стеклоочистителями. Система предназначена для приведения в движение щеток при взлете и посадке самолета в условиях дождя и снегопада, при скорости полета не более 450 км/ч. Приводы щеток включаются в действие открытием левого или правого дроссельного крана ГА-230, установленного на бортах кабины пилотов, над левым и правым пультами.

Система управления стеклоочистителями включает в свой состав следующие агрегаты: дроссельные краны ГА-230; гидравлические приводы ПС-4; предохранительные клапаны Н5810-25М, предупреждающие повышение давления рабочей жидкости на входе в приводы. Предо-

хранительные клапаны срабатывают при давлении 162—167 кгс/см². Давление в гидросистеме до кранов ГА-230—210 кгс/см², а за ними при нормальной работе гидроприводов устанавливается пониженное давление до (150⁺⁵) кгс/см².

Управление гидроусилителем ГУ-108Д. Управление обеспечивается электрогидравлическим краном ГА-165. Кран включается переключателем ППГ-15К, установленным на верхнем электрощитке пилотов. Кран ГА-165 пропускает рабочую жидкость из основной системы в редуктор ГА-213, а затем в гидроусилитель ГУ-108Д и гидропривод включения пружинного загрузателя РН. В случае выхода из строя основной гидросистемы гидроусилитель питается от автономной. Переключение гидравлического усилителя с основной на автономную систему осуществляется автоматически или принудительно с помощью переключателя 2ППНГ-15К, установленного на верхнем электрощитке. Для обеспечения нормальной работы в переходных режимах в линию питания гидроусилителя от основной гидросистемы включен один гидроаккумулятор. Он заряжается до рабочего давления от основной гидросистемы через обратный клапан, который изолирует систему питания гидроусилителя от влияния работы других систем управления. В системе управления гидроусилителем РН применяется пониженное давление до 100 кгс/см². Для этой цели после крана ГА-165 установлен редуктор ГА-213, расположенный в панели агрегатов управления гидроусилителем РН.

Тормозная гидравлическая система

Тормозная гидросистема предназначена для выполнения следующих операций: основного торможения колес основных опор; аварийного торможения колес основных опор; затормаживания колес ос-

новных опор при их уборке после взлета; аварийного выпуска шасси.

Управление основными тормозами. Система торможения на самолете ножная, раздельная, питается от гидравлического аккумулятора. При нажатии на клапан торможения УГ-92/2 в тормозной линии создается давление, пропорциональное усилию нажатия педали. Тормозной момент колес изменяется пропорционально усилию на педали. Максимальное давление в тормозах при полном обжатии педалей — (100⁺⁵) кгс/см². Максимальное усилие на педали при давлении в тормозах (100⁺⁵) кгс/см² — не более 65 кг. Начало торможения колес происходит при давлении не более 15 кгс/см². Время полного затормаживания колес составляет не более 1,5 с. Для поддержания определенного, наиболее выгодного темпа подъема и сброса давления в тормозах (при работе автомата торможения) в линиях за клапанами УГ-92/2 установлены дроссели УГ-102-00-4. На стыке основной и аварийной систем установлены четыре челночных клапана УГ-97, которые автоматически переключают тормоза на основную или аварийную систему.

Для уменьшения износа авиашин и предельного сокращения длины пробега при торможении самолет оснащен автоматом торможения, который состоит из следующих агрегатов: восьми инерционных датчиков УА-27А, двух гидравлических выключателей УГ-34/2, четырех электромагнитных кранов УЭ-24/1-2, выключателя ВГ-15К (автомат тормозов), расположенного на верхнем электрощитке, двух желтых сигнальных ламп. Для нормальной работы автомата торможения его выключатель ВГ-15К должен находиться в положении «Включено».

Основные агрегаты автомата торможения размещены в двух панелях, установленных в средней части крыла.

В процессе торможения колес, когда давление жидкости, подаваемой в тормоз, будет больше 8 кгс/см^2 , выключатель УГ-34/2 подготовит соответствующую цепь питания электрокранов УЭ-24 и, если появится «юз» какого-либо колеса, то установленный на этом колесе датчик УА-27А замкнет электроцепь окончательно. Электромагнит крана переместит золотник, и жидкость из тормозов начнет сливаться через кран аварийного торможения в гидробак — колеса растормаживаются. Одновременно ток поступает на сигнальную лампу, включенную параллельно электрокрану УЭ-24 задней пары колес тележки, кратковременное включение которой укажет на правильную работу автомата торможения. По мере уменьшения тормозного момента вращение колеса ускоряется, инерционный датчик размыкает цепь, и система вновь затормаживает колесо, так как обесточенный кран УЭ-24 пропустит давление от клапанов УГ-92/2 на тормоза.

Для исключения случайного срабатывания автомата тормозов при наезде колес на незначительные препятствия в цепь питания кранов УЭ-24 включены устройства выдержки времени УВВ-7-0,05, позволяющие срабатывать кранам УЭ-24 при длительности сигнала от датчиков УА-27А более 0,05 с. Это обеспечивает более плавную работу автомата тормозов.

Стояночный тормоз обеспечивается специальным стопорным механизмом клапанов торможения УГ-92/2 первого пилота. Наличие обратного клапана ОК-8А, включенного в линию питания перед клапаном УГ-92/2 первого пилота, дает возможность сохранить длительное время заторможенное положение колес на стоянке самолета даже в случае полной разрядки гидроаккумулятора.

Аварийное торможение колес. Система аварийного управления тормозами — ручная, отдельная, выполняется только первым пилотом пос-

редством рукояток, расположенных под средней панелью приборной доски слева и питается от автономного источника — гидравлического аккумулятора. Аккумулятор заряжается от тормозной гидросистемы через обратный клапан и электромагнитный кран ГА-184У/7, который полностью изолирует систему аварийного торможения от системы основного торможения колес.

Для аварийного торможения необходимо отпустить полностью педали основного торможения и потянуть рукоятки аварийного торможения на себя. Рукоятки через элементы кинематики воздействуют на редукционный клапан УГ-100-5, который создает в тормозной линии повышенное давление, при этом повышение давления точно следует за усилием, прикладываемым к рукояткам. Челночные клапаны УГ-27 под давлением рабочей жидкости отключают питание от основной системы, жидкость перемещает поршни в тормозе, которые создают обжатие тормозных дисков колес.

В систему аварийного торможения включены два сдвоенных дозатора УГ-99/1, предназначенных для отключения разрушенного трубопровода на участке от дозатора до тормоза колеса. Дозатор имеет два режима работы: режим без отключения трубопровода, получаемый при расходе объема жидкости меньше 230 см^3 и режим отключения, когда через дозатор пройдет объем жидкости от 230 до 400 см^3 при расходе от 1,5 до 7,5 л/мин.

Кран ГА-184У-7 для зарядки аварийного аккумулятора от насосной станции 465Д включается кнопкой 5К, расположенной на верхнем электрощитке пилотов.

Затормаживание колес основных опор после взлета. Затормаживание происходит при установке переключателя управления шасси 2ППНТ-К в положение «Убрано». При этом срабатывает электрогидравлический кран КЭ-50-3, и давление от основной тормозной системы поступает через

редукционный клапан УГ-92А и челночные клапаны УГ-97 к тормозам колес основных опор, затормаживая их в процессе уборки шасси. Управление клапаном УГ-92А осуществляется от магистрали давления за краном ГА-142/1 при работе его на уборку шасси. Редуцированное давление при после взлетном подтормаживании равно $(45 \pm 20/5)$ кгс/см². При установке переключателя управления шасси в нейтральное положение отключаются краны КЭ-50-3 и ГА-142/1. Жидкость из тормозов поступает в сливную магистраль тормозной системы.

Аварийный выпуск шасси. Управление (см. рис. 74) производится посредством крана аварийного выпуска шасси, установленного под полом у шпангоута № 7. Для аварийного выпуска необходимо переключатель управления шасси установить нейтрально, нажать кнопку рукоятки аварийного выпуска шасси и переместить рукоятку до крайнего фиксируемого положения вверх. Рабочая жидкость от тормозной системы через кран аварийного выпуска шасси поступает к клапанам отключения, один из которых (правый) перекрывает магистраль основной гидросистемы и сообщает магистраль крана ГА-142/1 со сливом, а другой открывает магистраль слива из цилиндра створок и цилиндра механизма распора передней опоры в гидробак основной системы. Кран шасси ГА-142/1 также обеспечивает слив жидкости из этих агрегатов в гидробак основной гидросистемы.

Одновременно жидкость поступает к клапану перепуска передней опоры, клапану перепуска основных опор, челночному клапану цилиндров задних створок передней опоры, золотниковым распределителям цилиндров створок, цилиндру уборки и выпуска передней опоры и подкосам-подъемникам основных опор (после раскрытия створок). После раскрытия задних створок передней опоры и повышения давления до (170 ± 15) кгс/см² клапан перепуска

пропускает жидкость к челночному клапану замка подвески передней опоры и к золотниковому распределителю цилиндра уборки и выпуска передней опоры. Происходит выпуск передней опоры и закрытие задних створок передней опоры (механически). Далее жидкость, поступившая к цилиндру створок, переключает золотник в крайнее правое положение и направляется в полость на открытие створок. После раскрытия задних створок основных опор и повышения давления до (170 ± 15) кгс/см² клапаны перепуска перепускают жидкость к замкам подвески основных опор и к золотниковым распределителям подкосов-подъемников на выпуск основных опор. После аварийного выпуска задние створки основных опор остаются открытыми. Сигнализация шасси работает так же, как при выпуске шасси от основной гидросистемы. Рукоятка аварийного выпуска шасси остается в верхнем фиксированном положении до заруливания самолета на стоянку. При отказе насосной станции 465Д аварийный выпуск шасси можно производить ручным насосом НР-01.

Автономная гидравлическая система

Автономная гидросистема предназначена для обеспечения работы гидравлического усилителя ГУ-108Д и включения взлетно-посадочного пружинного загрузителя РН в случае выхода из строя основной гидросистемы самолета. Автономная гидросистема состоит из насосной станции НС-45, электрокрана ГА-192, гидроаккумулятора НС-45-110, манометра ДИМ-150, фильтра тонкой очистки, предохранительного клапана, регулятора производительности. Все агрегаты, входящие в насосную станцию НС-45, скомпонованы в одном корпусе.

Запуск насосной станции и подключение ее на питание гидроусилителя производится переключателем 2ППНГ-15К, установленным на

верхнем щитке пилотов. Переключатель имеет три положения: «Автомат», «Выключено», «Принудительно». При включении насосной станции НС-45 кран ГА-192, установленный на корпусе насосной станции, соединяет линию давления с линией слива в бак, в результате происходит разрядка гидравлического аккумулятора.

Автономная гидросистема может включаться в работу автоматически и принудительно.

Автоматическое включение. Оно производится перед взлетом установкой переключателя в положение «Автомат». При падении давления в основной гидросистеме ниже (100 ± 5) кгс/см² от сигнализатора давления МСТ-100 основной гидросистемы автоматически включается насосная станция НС-45. Выключается насосная станция при повышении давления в основной гидросистеме выше (100 ± 5) кгс/см². Одновременно с включением НС-45 срабатывает кран ГА-192, перекрывающий сливную магистраль.

При достижении давления в автономной гидросистеме (30 ± 5) кгс/см² происходит перекладка клапана переключения на гидроусилителе ГУ-108Д, в результате чего основная гидросистема отсекается, и гидроусилитель переключается на питание от автономной гидросистемы. Одновременно с этим рабочая жидкость из автономной гидросистемы подводится к приводу загрузателя РН.

Принудительное включение. Оно применяется в случае отказа автоматического включения, падения давления в автономной гидросистеме ниже (40 ± 5) кгс/см². При этом необходимо переключатель автономной гидросистемы установить в положение «Принудительно», а выключатель ГУ-108Д на верхнем электрощитке выключить. Последовательность работы гидроагрегатов автономной гидросистемы при принудительном включении такая же, как при автоматическом.

Технические условия на эксплуатацию и монтаж

1. Гидросистема считается герметичной, если в течение 1 ч давление 210 кгс/см² упадет не ниже: в основной системе 190 кгс/см²; в системе основного торможения 185 кгс/см²; в системе аварийного торможения 200 кгс/см²; в линии питания гидроусилителя 185 кгс/см².

2. Усилие прижатия щетки стеклоочистителя к стеклу должно быть $(6,5 \pm 0,2)$ кгс.

3. Давление азота в газовых полостях гидроаккумуляторов и гасителей пульсации при изменении окружающего воздуха на 10°C может изменяться: в гидроаккумуляторах на 3 кгс/см²; в гидроаккумуляторе НС-45 на 1,25 кгс/см²; в гасителях пульсации на 4 кгс/см².

4. Продолжительность полной зарядки двух гидроаккумуляторов тормозной системы от насосной станции 465Д при производительности 8 л/мин не должна превышать 60 с.

5. При проведении работ, связанных с демонтажем или регулировкой кранов управления уборкой и выпуском шасси и систем управления ими, давление в основной, тормозной и аварийной гидросистемах, а также в системе надува должно быть стравлено до нуля.

6. При испытаниях аварийного выпуска шасси от тормозной системы во избежание переполнения бака тормозной системы и уменьшения рабочей жидкости в баке основной системы необходимо следить за уровнем жидкости.

7. После каждого выпуска шасси от аварийной системы необходимо производить слив жидкости из бака тормозной системы и заполнение бака основной системы.

8. После аварийного выпуска шасси категорически запрещается производить в полете уборку шасси от основной системы.

9. Одновременно пользоваться основным и аварийным торможением запрещается.

10. Непрерывное стояночное торможение допускается до 48 ч, при этом давление в гидроаккумуляторе основного торможения может падать до 90 кгс/см².

11. Воздушные пробки в гидросистемах основного и аварийного торможения не допускаются.

12. Зазор между торцом обжимного стакана редукционного клапана УГ-92/2 и нажимным роликом качалки должен быть $(3 \pm 1,5)$ мм.

13. Ход кнопки стояночного тормоза должен быть 45 мм.

14. Движение щетки стеклоочистителя по сухому стеклу разрешается не более восьми двойных ходов.

15. Производительность насоса НП-43М/1 определяется при работе одного двигателя на номинальном режиме по продолжительности выпуска интерцепторов, которая должна составлять 4—6 с.

16. При включенном кране ГА-165 управления гидроусилителем от основной системы и наличии в системе давления включение насосной станции НС-45 запрещается.

17. После выключения насосной станции НС-45 допускается повышение давления в баке насосной станции до 3 кгс/см².

18. При неисправности агрегатов производится их замена на новые. Ремонт и регулировка агрегатов в полевых условиях запрещаются.

19. На агрегатах, трубопроводах и арматуре гидравлической системы допускаются механические повреждения внешней поверхности глубиной не более 0,2 мм.

20. На крышках, корпусах панелей агрегатов основной и тормозной гидросистем допускаются: вмятины глубиной не более 3 мм; забоины, риски, царапины глубиной не более 0,3 мм.

21. Количество сливаемого масла из дренажных баков основной и тормозной гидросистем не должно превышать 100 см³.

22. При работающей насосной станции НС-45 допускаются дренажные утечки АМГ-10 не более 1 см³/ч.

23. За 10 ч работы гидроусилителя ГУ-108Д допускаются дренажные утечки АМГ-10 не более 50 см³.

24. Запрещается промывать фильтрующие элементы гидросистемы на стоянке самолета.

25. В газовых полостях гидроаккумуляторов допускается наличие АМГ-10 в отстое до 50 см³.

26. Разность давлений в тормозах правой и левой тележек шасси при равной нагрузке на обе рукоятки аварийного торможения должна быть не более 15 кгс/см².

27. На трубопроводе гидросистемы допускаются вмятины глубиной до 4% от диаметра трубопровода.

28. Допускается гофр по внутреннему радиусу изгиба трубопровода до 2% от диаметра труб, изготовленных из АМГ2М и до 1,5% от диаметра труб, изготовленных из стали 12Х18Н10Т, на расстоянии 6—8 мм от друга.

29. Допускается эллипсность трубопроводов до 10% от наружного диаметра.

30. При монтаже трубопроводов должна быть обеспечена соосность развальцованного участка трубопровода со штуцером. Допускается увод трубопровода до одного диаметра трубки на длине, равной 75 диаметрам.

31. Все агрегаты и трубопроводы, подаваемые для монтажа на самолет, должны иметь заглушенные штуцера с пломбами ОТК.

32. Перед монтажом трубопроводов необходимо произвести их внешний осмотр, а после снятия пломб и заглушек продуть сухим сжатым воздухом давлением не более 3—6 кгс/см².

33. Во время монтажа трубопроводов в зоне монтажа запрещается проводить работы, связанные с образованием стружки и пыли.

34. При затяжке соединения необходимо штуцер поддерживать вторым ключом. Вращение трубы не допускается. Применять насадки на ключи для увеличения плеча запрещается.

35. После снятия агрегатов их штуцера и открытые концы трубопроводов, шлангов должны быть заглушены и опломбированы.

36. При монтаже допускается однократная подгибка трубопровода при помощи специальных оправок или резиновых валиков, предохраняющих трубопроводы от дополнительных напряжений в зоне их крепления. Подгибке могут быть подвергнуты трубопроводы: из стали 12X18H10T с наружным диаметром до 14 мм; из сплава АМг2М с наружным диаметром до 16 мм.

37. Запрещается производить подгибку трубопроводов в местах их подсоединения и в зоне крепления.

38. После подгибки трубопроводов необходимо проконтролировать овальность поперечного сечения трубопроводов.

39. Запрещается подгибка трубопровода во внутреннюю сторону изгиба во избежание появления овальности.

40. Для подгибки трубопроводов большого диаметра и трубопроводов сложной конфигурации меньших диаметров обязательно снимать их с самолета и производить подгибку в цехе, оснащенном соответствующим оборудованием.

41. Запрещается подгибать трубопроводы напорных участков гидросистем от насосов до командных механизмов (кранов и клапанов управления).

42. При установке трубопроводов на самолет должны быть выдержаны зазоры: между гранью гайки и трубопроводами не менее 4 мм; между плоскими элементами конструкции и гранью гайки разъема трубопровода не менее 3 мм; между трубопроводами при выходе из колодок не менее 2 мм; между трубопроводами и гладкими стенками конструкции в местах крепления трубопроводов не менее 2 мм с плавным переходом до 3 мм и более в промежутках между колодками; между трубопроводами и кромками отверстий и отбортовок, кромками и ребрами деталей в месте креп-

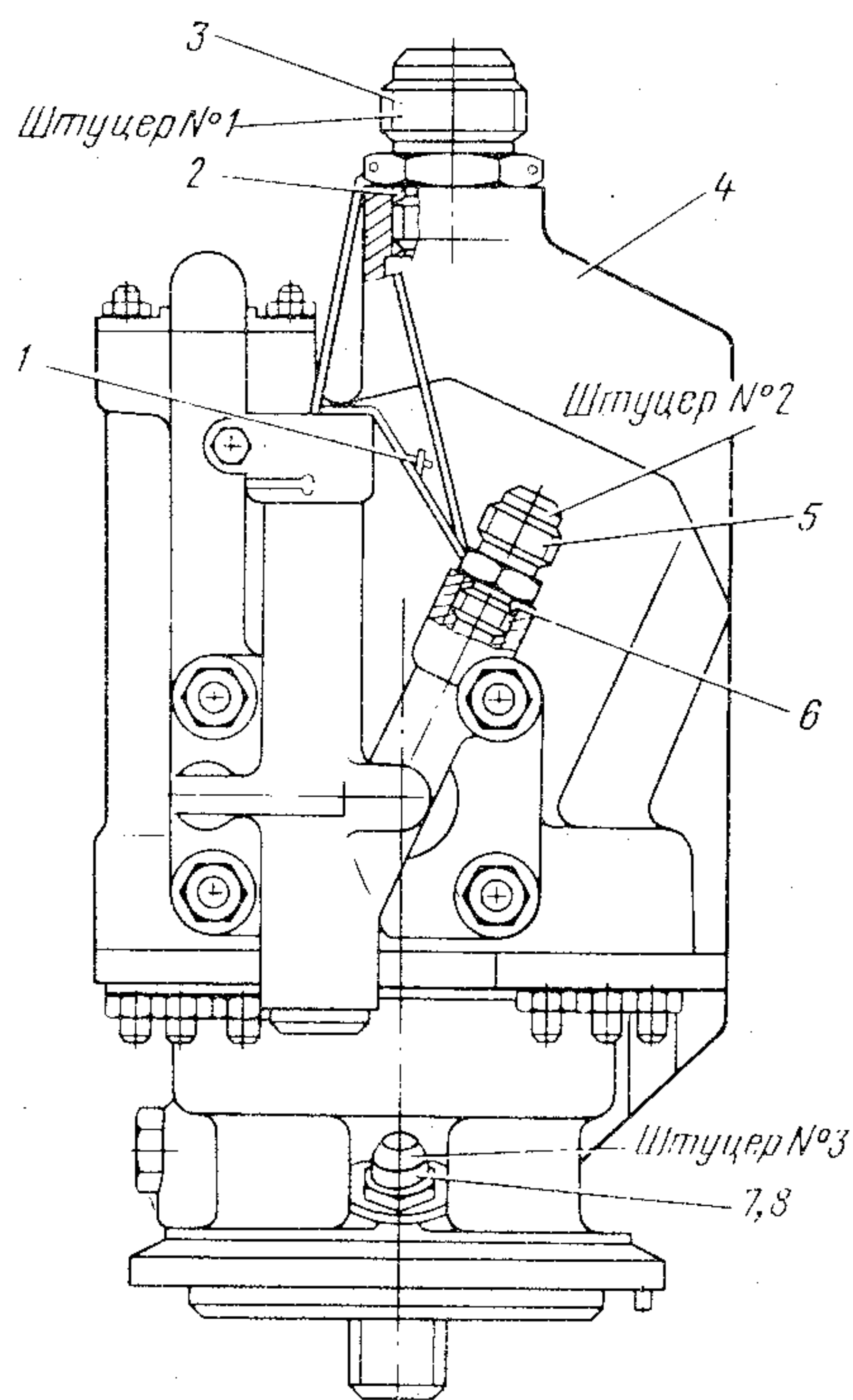


Рис. 74. Насос НП-43М/1:

1 — проволока контрольная; 2, 6 — уплотнительные кольца; 3, 5, 7 — штуцеры; 4 — насос

ления трубопроводов не менее 2 мм и более 4 мм в промежутках между колодками; между трубопроводами и подвижными элементами управления не менее 10 мм; между трубопроводами и электрожгутами не менее 6 мм в местах жесткого крепления жгутов и не менее 15 мм в середине пролета между креплением электрожгута; между колесами шасси и трубопроводом не менее 15 мм; между трубопроводами гидросистемы и теплоизоляцией трубопроводов высотного оборудования не менее 10 мм.

43. При ремонте необходимо выдерживать следующие моменты затяжки штуцеров на агрегатах, кгс · см:

Двухпозиционный электромагнитный кран УЭ-24/1-2	300 ± 20
Трехпозиционный электромагнитный кран ГА-142/1	220 ± 15
Электромагнитный кран ГА-165	260 ± 20

Трехпозиционный электромагнитный кран ГА-163А/16	$220 \pm \frac{22}{11}$
Двухпозиционный электромагнитный кран ГА-184У	$100 \pm \frac{10}{5}$
Реверсивный порционер ГА-215	$100 \pm \frac{10}{5}$
Дроссель УГ-102-00-4	$100 \pm \frac{10}{5}$
Фильтр тонкой очистки 8Д2.966.018-2	600 ± 60
Фильтры тонкой очистки 12ГФ5СН-1	220 ± 15
Клапан аварийного торможения УГ-100-5	$480 \pm \frac{48}{24}$

Моменты затяжки штуцеров насоса НП-43М/1 (рис. 74) при перемонтаже следующие, кгс·см:

Штуцер № 1	1400 ± 50
» № 2	$260 \pm \frac{26}{13}$
» № 3	100 ± 10

3. 10. СИСТЕМА СЖАТОГО ВОЗДУХА

Система сжатого воздуха (рис. 75) предназначена для закрытия заслонок патрубков продува генераторов при возникновении пожара в

гондолах двигателей с целью создания необходимой концентрации огнегасящего состава и исключения притока свежего воздуха к очагам пожара.

Источником питания системы является баллон сжатого воздуха вместимостью 3 л, заряжаемый на земле до давления 150 кгс/см^2 . Давление воздуха в системе контролируется манометром МВ-250М, установленным в районе щитка бортовой зарядки воздушной системы на правом борту снизу между шпангоутами № 39 и № 40.

Вся система сжатого воздуха выполнена из труб АМг2М диаметрами 6×4 и 8×6 мм с ниппельным соединением. В районе мотогондол проводка выполнена из стальных труб.

Зарядка воздушной системы самолета производится сухим сжатым воздухом от аэродромного баллона через бортовой зарядный штуцер.

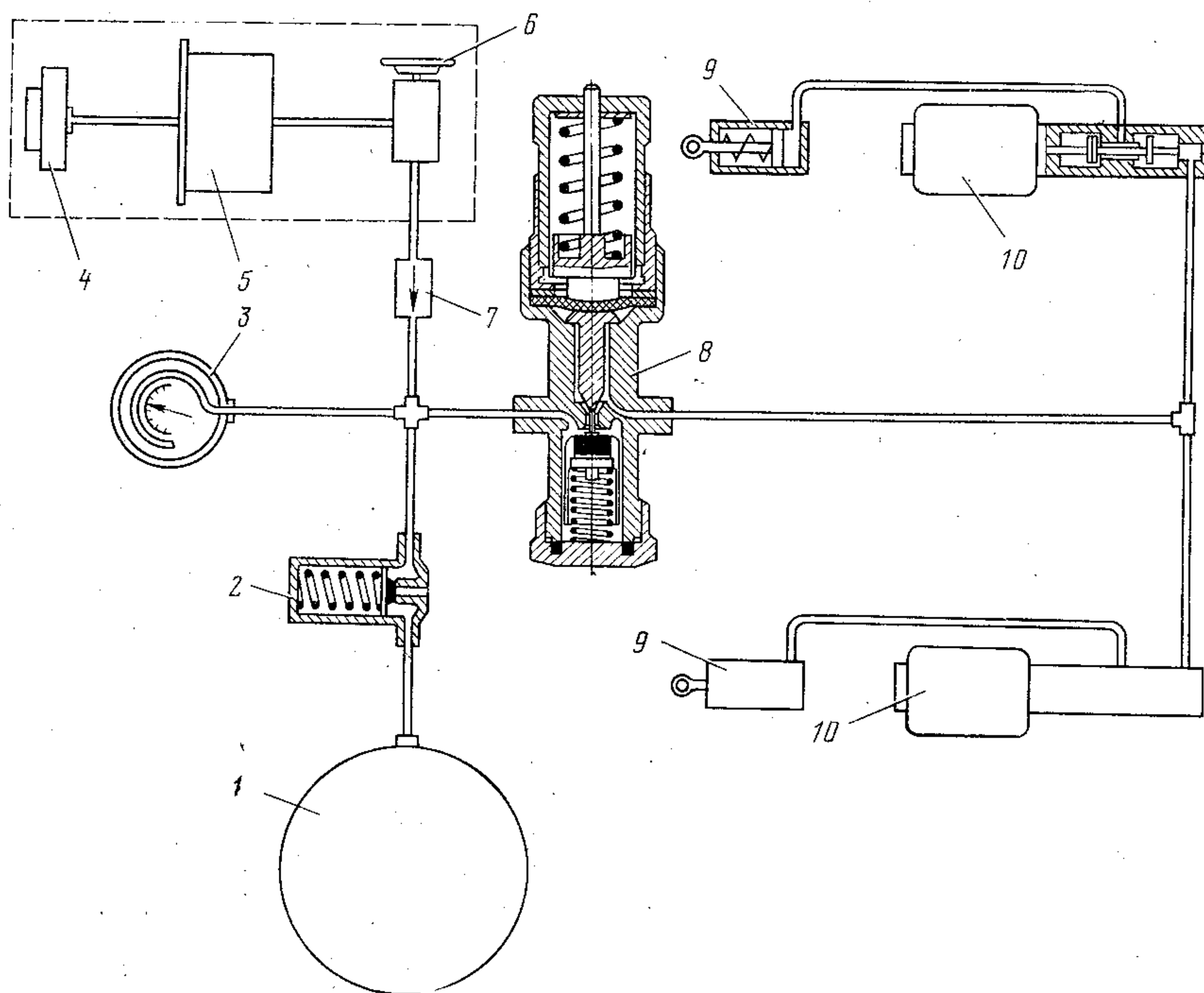


Рис. 75. Принципиальная схема системы сжатого воздуха:

1 — воздушный баллон; 2 — редукционный (предохранительный) клапан; 3 — воздушный манометр; 4 — штуцер бортовой зарядки; 5 — воздушный фильтр; 6 — запорный кран; 7 — обратный клапан; 8 — воздушный редуктор; 9 — цилиндр; 10 — электропневмоклапан управления механизмами заслонок продува генераторов

Основные данные

Сжатый воздух через воздушный фильтр, открытый запорный кран и обратный клапан проходит в баллон. Одновременно через редуктор, понижающий давление с 150 до 55 кгс/см² сжатый воздух проходит к электропневмоклапану ЭК-69 управления механизмами заслонок продува генераторов.

Для предохранения баллона от излишнего давления в системе установлен редукционный предохранительный клапан, срабатывающий при давлении в системе (170 ± 20) кгс/см².

Управление системой сжатого воздуха — автоматическое при помощи двух электропневмоклапанов ЭК-69, установленных на панели воздушных агрегатов по левому борту между шпангоутами № 50 и № 51. На этой панели установлен редуктор ИЛ-611-150-55. Электропневмоклапаны ЭК-69 включаются от системы сигнализации о пожаре ССП-2А и пропускают воздух под давлением 55 кгс/см² в цилиндры, установленные в гондолах двигателей. Под действием сжатого воздуха поршень давит на шток, который закрывает заслонку патрубка продува генераторов. После обесточивания ЭК-69 он выпускает воздух из рабочего цилиндра в атмосферу. В результате поршень со штоком под действием пружины возвращаются в исходное положение, открывая заслонку патрубка продува генераторов.

Такая же работа электропневмоклапана ЭК-69 происходит и при ручном (принудительном) включении системы пожаротушения в гондолах двигателей.

Воздушная система считается герметичной, если:

при закрытых электропневмоклапанах ЭК-69 управления заслонками продува генераторов давление воздуха в системе в течение 1 ч падает не более чем на 2 кгс/см²;

при открытых ЭК-69 давление в системе в течение 15 мин падает не более чем на 4 кгс/см².

Совокупность опор самолета, предназначенных для стоянки, передвижения по земле, посадки и взлета, называется шасси. Шасси самолета Ту-134А выполнено по трехопорной схеме с передней опорой. Принятая трехопорная схема шасси наиболее удачно решает вопросы безопасности. Экипаж самолета имеет хороший обзор. Горизонтальное положение пола при движении самолета по земле создает удобство пассажиров. Струя горячих газов выходит из двигателей параллельно аэродромным покрытиям и не разрушает их. Наличие передней опоры устраняет «капотирование» самолета при посадке на повышенной скорости и при резком торможении колес основных опор.

Перед приземлением самолет обладает кинетической энергией, прямо пропорциональной массе и квадрату скорости движения самолета. При посадке самолета большая часть кинетической энергии переходит в потенциальную энергию сжатого азота в амортизационных стойках и в пневматиках колес. Поглощая кинетическую энергию при посадке, амортизационное устройство снижает нагрузки на элементы конструкции самолета.

Для предотвращения самоколебаний стойка передней опоры снабжается дополнительным специальным устройством — демпфером. Демпфер не позволяет передним колесам быстро поворачиваться и таким образом гасит колебания. Все опоры убираются в полете назад в специальные ниши, закрываемые створками.

Амортизационные стойки, тележки шасси, оси колес, подкос передней опоры и подкосы-подъемники основных опор являются основными силовыми элементами шасси, которые воспринимают и передают на каркас самолета нагрузки, возникающие при стоянке и передвижении

самолета по земле, а также при его взлете и посадке.

Положение опор после уборки или выпуска шасси контролируется с помощью световой электрической сигнализации посредством красных и зеленых лампочек прибора ППС-2МК, расположенного на левой приборной доске пилотов, сирены и механического указателя положения передней опоры—флажка, установленного на механизме распора. При выпущенном шасси горят зеленые лампочки, а в любом промежуточном положении шасси—красные. В убранном положении красные лампочки гаснут.

Основные данные шасси самолета Ту-134 следующие:

	Передняя опора	Основная опора
Полный ход штока, мм	390	275
Количество масла АМГ-10, л	4	4,3
Начальное давление азота, кгс/см ²	15+1	92+1
Усадка стойки, определяемая по видимой части штока при взлетной массе, мм	310÷70	49÷104
Усадка стойки по видимой части штока при посадочной массе, мм	330÷80	59÷124
Тип колес	К-288Д	КТ-81/ /3—5—6
Размеры пневматиков, мм	660×200	930×305
Давление в пневматиках, кгс/см ²	9,0+0,5	9,0+0,5
Допустимая разница давления в шинах, кгс/см ² , не более	0,25	0,25
Стояночная усадка пневматиков, мм:		
в диапазоне взлетных масс	15÷45	50÷60
» посадочных масс	15÷40	45÷55
Начальное давление азота в стабилизирующем амортизаторе при вывешенном самолете, кгс/см ²	—	130±5
Давление в стабилизирующем амортизаторе при стоянке, кгс/см ²	—	175±8
Стрела прогиба заднего подкоса, мм	15±3	—
Стрела прогиба механизма распора, мм	2	—
Полный ход штока подъемника, мм	330±2	740
Максимальный угол поворота колес передней ноги, °:		
при рулении	±55	—
» разбеге перед взлетом и пробеге после посадки	±8,5	—
Колея шасси, мм	—	9450
База шасси, мм	—	15830+240

Передняя опора

Передняя опора (рис. 76) установлена в отсеке носовой части фюзеляжа между шпангоутами №№8—13 и состоит из следующих агрегатов: амортизационной стойки с траверсой и двумя боковыми подкосами; складывающегося подкоса; механизма распора; рулежно-демпфирующего цилиндра; двух спарен-

ных колес К-288Д, установленных на общей вращающейся оси; замка подвески; гидравлического цилиндра уборки и выпуска; механизмов управления створками.

Амортизационная стойка является основным элементом передней опоры, поглощающим энергию удара при посадке самолета и состоит из цилиндра, штока, раскосов, шплиц-шарнира, диафрагмы с профилированной иглой, поршня, нижней буксы и опорной гильзы.

К головке цилиндра, изготовленной из стали 30ХГСНА, крепятся два звена траверсы из материала В93. Звенья траверсы подкреплены раскосами, изготовленными из стали 30ХГСНА. К правому звену травер-

сы прикреплен рычаг, к которому крепится гидравлический цилиндр уборки и выпуска передней опоры. В головке цилиндра посредством шпильки крепится дюралюминиевый плунжер, который состоит из стакана, гильзы и головки с разрезным бронзовым кольцом. В центре головки плунжера имеется калиброванное отверстие, через которое перетекает масло при работе аморти-

затора. Полость плунжера сообщается с полостью цилиндра через отверстия в гильзе плунжера. На головке цилиндра имеется штуцер зарядного клапана и проушина для крепления механизма распора. К проушине на нижней части цилиндра амортизационной стойки крепится складывающийся подкос. В нижнем конце этого цилиндра установлен рулежно-демпфирующий цилиндр, к задней стороне которого крепится верхнее звено шлиц-шарнира с роликом. Нижнее звено шлиц-шарнира соединяется с головкой штока.

Ролик на верхнем звене шлиц-шарнира и кулачковая муфта обеспечивают автоматическую установку колес в нейтральное положение после взлета самолета. При рулении ролик отходит от кулачковой муфты и шток с колесами под воздействием рулежно-демпфирующего цилиндра может поворачиваться на угол до 55° в каждую сторону от нейтрального положения.

Перед буксировкой самолета по аэродрому необходимо рассоединить центральный узел шлиц-шарнира, для чего следует вывести фиксатор из рукоятки и повернуть ее в сторону. Рассоединение шлиц-шарнира обеспечивает максимально допустимый поворот колес от нейтрального положения на 75° . По окончании буксировки звенья шлиц-шарнира должны быть соединены.

Шток амортизационной стойки изготовлен из стали 30ХГСА, а головка штока — из сплава АК8. Во внутренней полости штока находится диафрагма с иглой, прижатая к буртику штока шайбой и гайкой. К профилированной игле прикреплены два крючка с пружинами, которые фиксируют поршень в исходном положении при обратном ходе штока. На верхнем конце штока в кольцевой проточке закреплена дюралюминиевая разъемная бурса, в кольцевую канавку которой вставлено плавающее разрезное бронзовое кольцо, перекрывающее отверстия на торце бурсы, соединяющие полость за бурсой

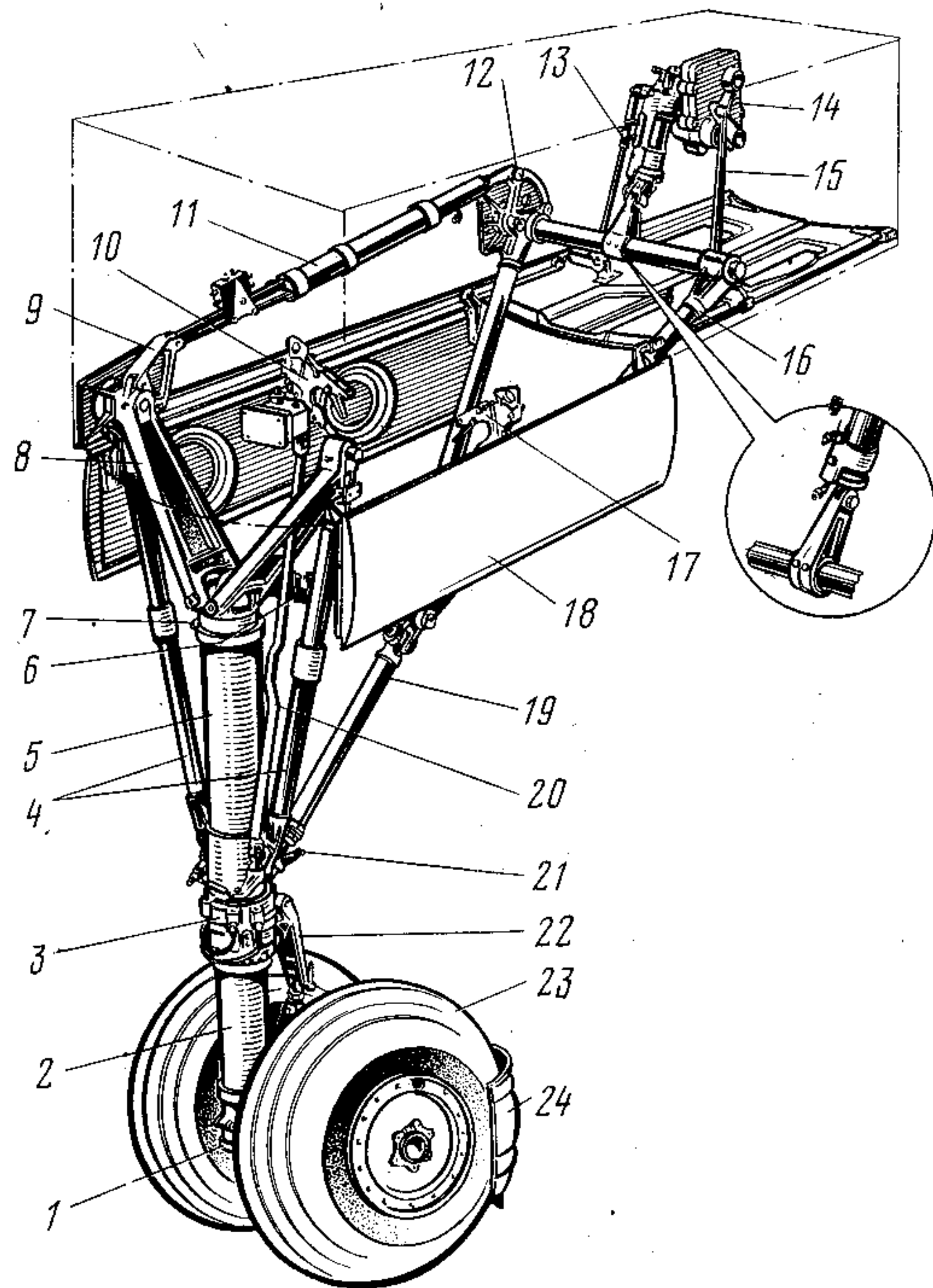


Рис. 76. Передняя опора и механизмы управления:

1 — головка штока; 2 — шток; 3 — рулежно-демпфирующий цилиндр (РДЦ); 4 — раскосы; 5 — цилиндр; 6 — механизм распора; 7 — зарядный клапан; 8 — траверса; 9, 12 — поворотные рычаги; 10, 17 — механизм управления передними створками; 11 — гидравлический цилиндр-привод передней опоры; 13 — гидравлический цилиндр; 14 — редуктор; 15 — тяга; 16 — задняя створка; 18 — передняя створка; 19 — складывающийся подкос; 20 — тяга механизма следящей системы; 21 — петля подвески передней опоры; 22 — разъемный шлиц-шарнир; 23 — колесо; 24 — грязевой шиток

с верхней полостью цилиндра. Этим обеспечивается торможение штока амортизационной стойки и смягчение обратного удара. При прямом ходе кольцо открывает отверстия в бурсе, и масло поступает в кольцевую полость между цилиндром и штоком.

Бурса является верхней опорой и направляющей штока. В пазы на торце цилиндра вставлена нижняя бурса, являющаяся нижней направляющей и опорой для штока. Движение штока вниз ограничивается опорной гильзой, упирающейся в нижнюю бурсу и удерживающейся в этом положении давлением азота.

Принцип работы масляно-пневматического амортизатора передней опоры такой же, как и у амортиза-

тора основной опоры. Он основан на сжатии азота и торможении масла при перетекании его из одной полости в другую через дросселирующие отверстия.

Складывающийся подкос. Это силовой элемент передней опоры, удерживающий амортизационную стойку в выпущенном положении, воспринимающий на себя часть усилий, действующих на стойку, и передающий усилия на каркас носовой части фюзеляжа, в узлах которой он шарнирно закреплен своими цапфами. Кроме того, складывающийся подкос выполняет функции кинематического элемента при уборке и выпуске опоры.

Складывающийся подкос состоит из двух звеньев: нижнего и верхнего, шарнирно соединенных между собой карданом посредством двух взаимно перпендикулярных болтов. Нижнее звено сварной конструкции состоит из стальной трубы с приваренными к ней по концам стальными штампованными головками и ввернутого в нижнюю головку стального уха с шарнирным подшипником. Это ухо позволяет в нужных пределах регулировать длину складывающегося подкоса. Верхнее звено представляет собой стальную трубчатую треугольную раму, на оси которой прикреплены рычаги для присоединения штока цилиндра уборки и выпуска передней опоры и гидравлического цилиндра механизма управления задними створками ниши передней опоры. Для удобства монтажа и демонтажа в головках подкосов и в оси сделаны прорези.

Механизм распора. Это силовой элемент при выпущенной передней опоре, удерживающий складывающийся подкос в распрямленном положении и придающий ему необходимую устойчивость от продольных усилий. При уборке и выпуске передней опоры механизм распора является кинематическим элементом. Он крепится шарнирно к проушине головки цилиндра аморти-

зационной стойки и к болту кардана складывающегося подкоса.

Механизм распора состоит из верхнего звена с гидравлическим цилиндром одностороннего действия, нижнего звена, силовых пружин, приводных механизмов, концевого выключателя, сигнального флажка и других деталей. Гидравлический цилиндр одностороннего действия является силовозбудителем, под воздействием которого при уборке передней опоры складывается механизм распора, увлекающий за собой вверх средний шарнирный узел складывающегося подкоса, принуждая его складываться.

Устойчивость механизма распора обеспечивается тем, что центр шарнира, соединяющего звенья, расположен на 2 мм ниже прямой, проходящей через центры шаров подшипников верхнего и нижнего звеньев, и наличием двух силовых пружин, которые удерживают звенья в распрямленном положении и помогают им занять это положение в конце выпуска опоры. С помощью приводных механизмов действует световая и визуальная сигнализация выпущенного положения передней опоры.

Рулежно-демпфирующий цилиндр РДЦ (рис. 77) служит для поворота колес вправо и влево на угол 55° при рулении самолета и гашении изгибно-крутильных колебаний («шимми») стойки. При рулении самолета давление жидкости подается в одну из двух полостей цилиндра Д или С, происходит вращение неподвижных лопастей вместе с корпусом при неподвижной ступице с подвижными лопастями. Одновременно давление поджимает уплотнительные кольца и буксу, пройдя обратный клапан.

При повышении давления в одной из полостей цилиндра более 250 кгс/см^2 открывается шариковый перепускной клапан и давление жидкости сбрасывается из первой полости во вторую. Это может быть при резких разворотах самолета

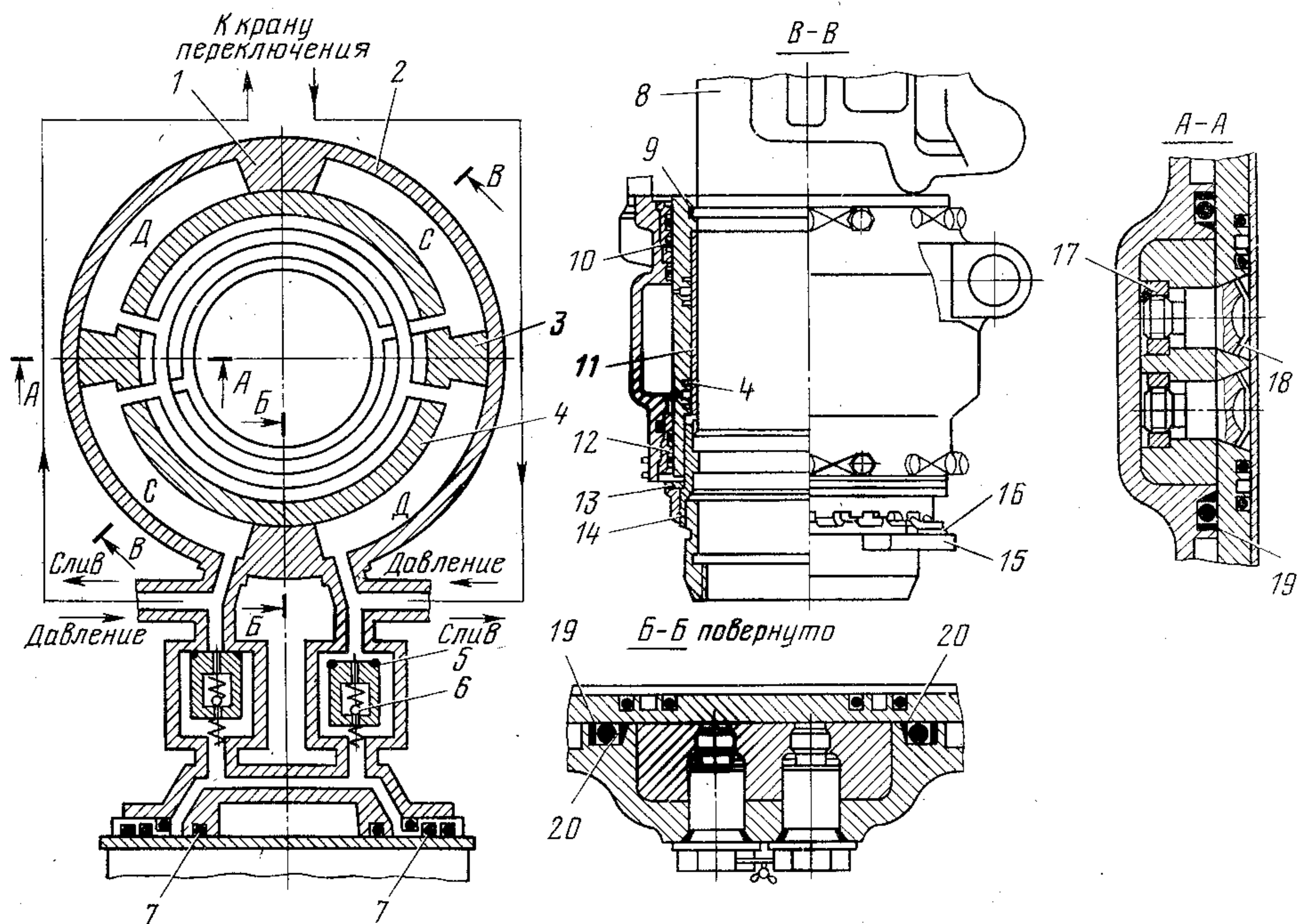


Рис. 77. Рулежно-демпфирующий цилиндр:

1 — лопасть неподвижная; 2 — корпус; 3 — лопасть подвижная; 4 — ступица; 5 — обратный клапан; 6 — перепускной клапан; 7 — уплотнительные кольца; 8 — цилиндр амортизатора; 9 — разъемное кольцо; 10 — букса; 11 — стакан; 12 — шайба; 13, 14, 17 — гайки; 15 — кулачковая муфта; 16 — сухарик; 18 — болты; 19 — фторопластовое кольцо; 20 — капроновое кольцо

на больших скоростях или при наезде колес опоры на препятствие.

Колеса передней опоры. Колеса К-288Д (рис. 78) с пневматиками высокого давления размерами 660 × 200 мм неподвижно закреплены на одной общей вращающейся оси. Ось вращается вместе с колесами в двух установленных в головке штока амортизационной стойки радиально-упорных роликовых подшипниках.

При установке колес на ось барабаны крепятся болтами к фланцам, которые насажены на ось и соединены с ней посредством шлицев, удерживающих колеса от проворачивания на оси. От выпадения из подшипников ось удерживается с одной стороны буртиком, а с другой — гайкой. Посредством этой же гайки производится затяжка подшипников. Для обеспечения стабильной затяжки между торцами внутренних колец под-

шипников устанавливается распорная втулка. Для предотвращения отвертывания гайка стопорится винтами. В целях исключения выбивания смазки в полость головки

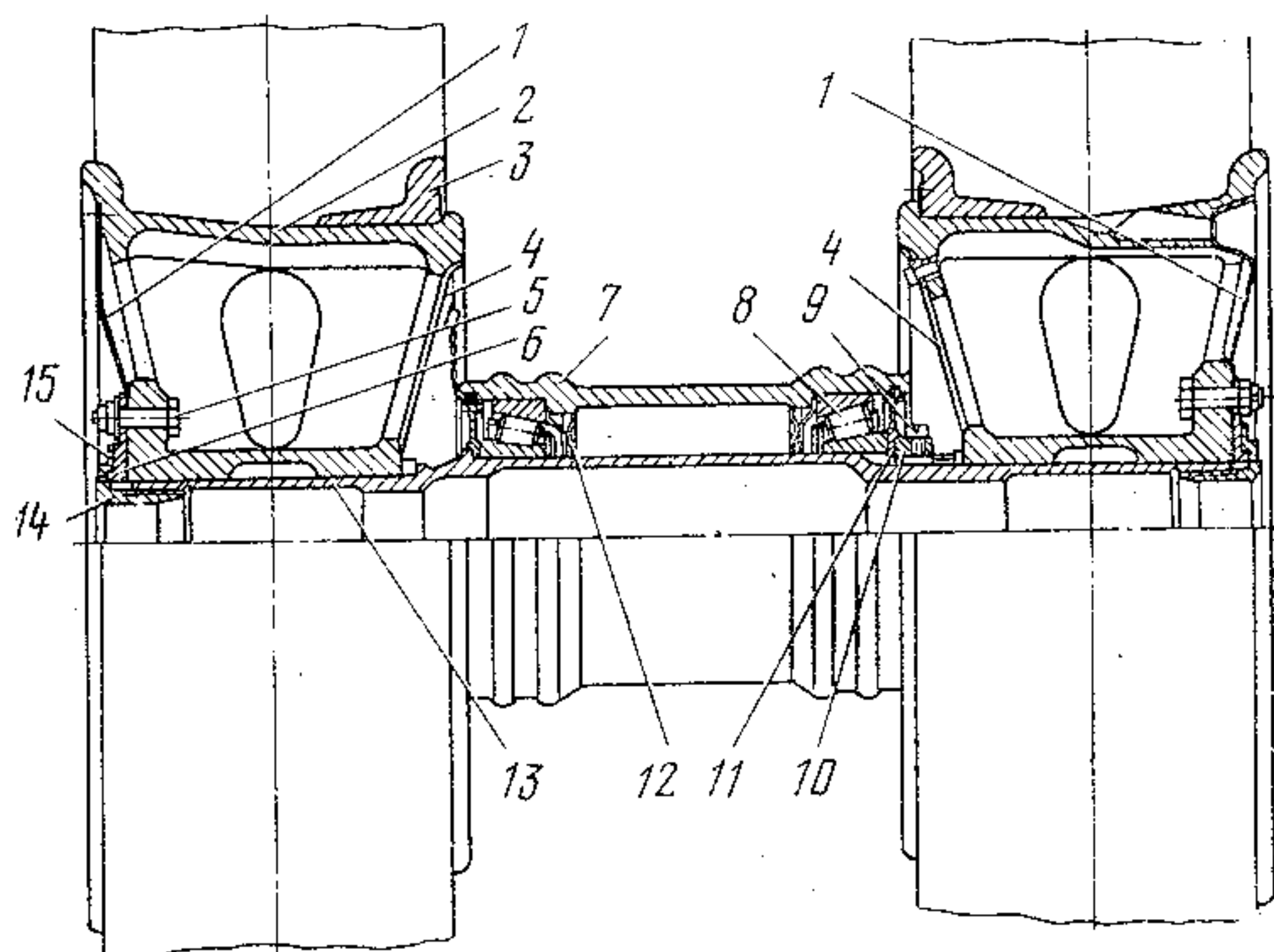


Рис. 78. Колеса передней опоры:

1, 4 — щитки; 2 — барабан колеса; 3 — съемная реборда; 5 — болт крепления колеса к фланцу; 6 — фланец; 7 — головка штока амортизационной стойки; 8 — роликовые подшипники; 9 — винт; 10 — гайка; 11 — обтюратор с войлочным кольцом; 12 — заслонка; 13 — ось; 14 — гайка, удерживающая колесо на оси; 15 — крышка контрольная

штока подшипники с внутренней стороны закрыты заслонками. От осевого перемещения удерживаются гайками, которые стопорятся крышкой.

Замок подвески. Замок (рис. 79) удерживает переднюю опору в убранном положении и установлен в вертикальной плоскости симметрии самолета между шпангоутами № 10 и № 11. Вертикальное

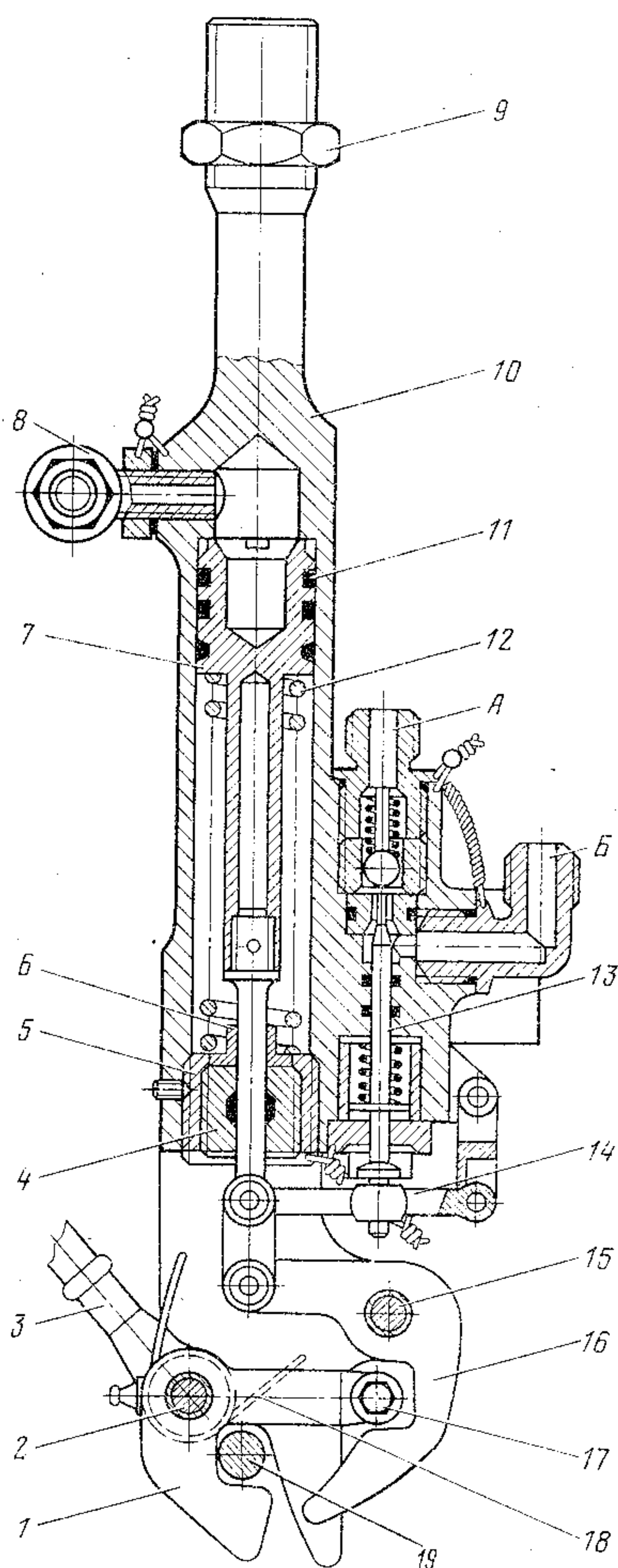


Рис. 79. Замок подвески передней опоры:

1 — крюк; 2 — болт крепления крюка; 3 — тяга крепления замка; 4 — направляющая муфта; 5 — бука; 6 — втулка; 7 — шток с поршнем; 8 — челночный клапан; 9 — контргайка; 10 — корпус замка; 11 — уплотнительное резиновое кольцо; 12 — возвратная пружина; 13 — перепускной клапан; 14 — качалка; 15 — болт защелки; 16 — защелка; 17 — ролик крюка; 18 — возвратная пружина крюка; 19 — петля подвески передней опоры

положение замка регулируется ввертыванием или вывертыванием его из кронштейна. Замок подвески состоит из корпуса, штока с поршнем, возвратной пружины, крюка, защелки, челночного клапана, перепускного клапана, качалки, возвратной пружины крюка, двух микровыключателей АМ-800К, кронштейна крепления замка, тяг крепления замка и других деталей.

При выпуске передней опоры масло АМГ-10 поступает через челночный клапан в цилиндр замка подвески. Под давлением масла шток с поршнем выдвигается примерно на 10 мм, перемещает защелку. Освобожденный защелкой ролик крюка скользит по хвостовику защелки, под воздействием петли подвески крюк поворачивается в сторону, петля свободно выходит из зева, опора выпускается. Крюк остается в откинутом положении.

При уборке передней опоры петля амортизационной стойки подходит к крюку снизу, заходит в направляющую зева замка, давит на крюк. Ролик скользит по защелке и заходит в ее впадину. Под воздействием петли крюк поворачивается, защелка под действием пружины закрывает замок. Качалка через регулировочный винт давит на толкатель перепускного клапана, толкатель приподнимает шарик, открывая тем самым перепускной клапан. Масло АМГ-10 из гидравлической системы через штуцеры А и Б перепускного клапана поступает в цилиндр управления задними створками ниши передней опоры, снимает шток цилиндра с замка и, перемещая его, закрывает створки.

Гидравлический цилиндр. Цилиндр (рис. 80) предназначен для уборки и выпуска передней опоры двустороннего действия, расположен в правой стороне опоры и шарнирно прикреплен к рычагу, установленному на траверсе амортистойки, и к рычагу, закрепленному на складывающемся подкосе. Гидравлический

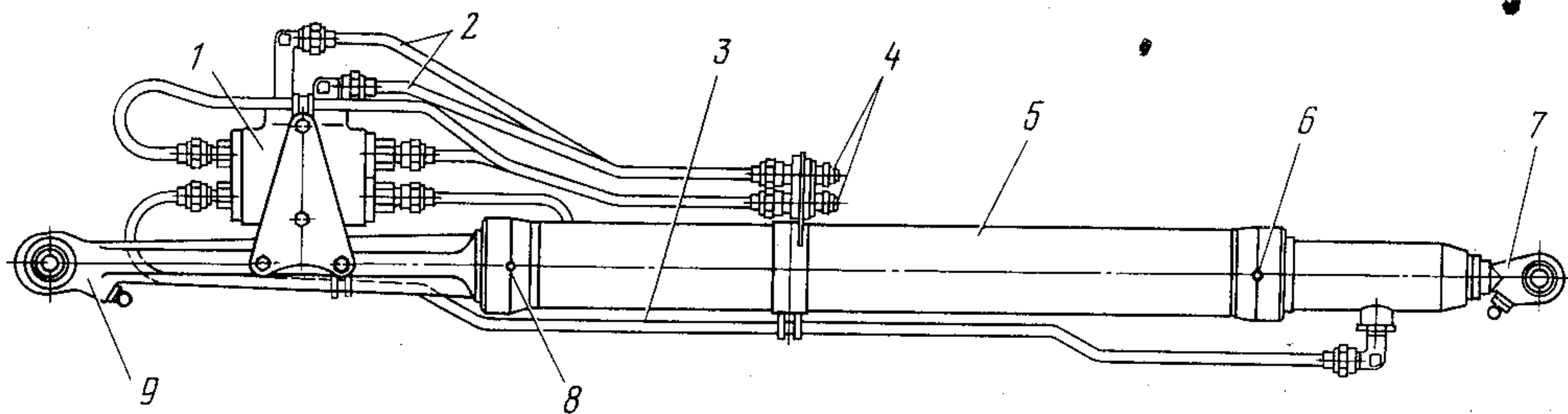


Рис. 80. Гидравлический цилиндр уборки и выпуска передней опоры:

1 — золотниковый распределитель; 2 — трубопроводы гидросистемы для подвода и отвода масла; 3 — трубопровод, соединяющий золотниковый распределитель с полостью цилиндра; 4 — штуцер для присоединения трубопроводов гидравлической системы; 5 — цилиндр; 6, 8 — накидные гайки; 7 — регулируемая головка штока; 9 — головка цилиндра с шарнирным подшипником

цилиндр состоит из цилиндра с головкой, штока с поршнем и ввернутой регулируемой головкой, дроссельного клапана, золотникового распределителя, трубопроводов и других деталей.

Для обеспечения плавных и безударных подходов штока с поршнем к конечным положениям при уборке и выпуске передней опоры в цилиндре имеются дросселирующие устройства, уменьшающие проходные сечения для вытесняемой жидкости, а следовательно, уменьшающие скорость движения штока при его подходах к крайним положениям. При уборке опоры, когда шток выдвигается из цилиндра, проходное сечение для вытесняемой жидкости уменьшается вследствие того, что дросселирующий поясок штока входит в суженную часть задней полости цилиндра. При выпуске опоры, когда шток втягивается в цилиндр, проходное сечение для потока вытесняемой жидкости в конце хода уменьшается специальным дроссельным клапаном, перекрывающим основной канал, в результате чего жидкость вытесняется лишь через дросселирующие отверстия клапана.

Золотниковый распределитель, установленный на цилиндре, служит для распределения жидкости в полости уборки и выпуска как от основной, так и от тормозной гидросистем.

Механизмы управления створками. Они предназначены для открывания и закрывания передних и задних створок ниши передней опоры. При выпущенной передней опоре две передние створки открыты, а две задние — закрыты.

Механизм управления передними створками (рис. 81) состоит из сектора, качалки, приводного рычага, кулисы с зевом, пружины и других деталей. Устанавливаются механизмы передних створок на правой и левой стенках ниши между шпангоутами № 9 и № 10 и крепятся к стенкам ниши секторами, а к створкам — кулисами. Механизм управления передними створками при уборке и выпуске шасси приводится в действие раскосами амортизационной стойки, стальные накладные которых входят в зевы кулис или выходят из них и посредством качалок закрывают или открывают створки. При выпущенном положении передней опоры эти створки открыты и удерживаются в таком положении секторами механизмов.

Механизм управления задними створками устанавливается на потолке ниши передней опоры между шпангоутами № 11 и № 12 и крепится редуктором к продольной балке болтами.

Механизм состоит из редуктора, двух тяг, силового гидравлического цилиндра двустороннего действия и других деталей.

Гидравлический цилиндр имеет шариковые замки, удерживающие шток в крайних положениях, что обеспечивает надежную фиксацию створок как в закрытом, так и в открытом положениях. Цилиндр механизма задних створок устанавливается с правой стороны редуктора и шарнирно присоединяется к рычагу на оси складывающегося подкоса и к рычагу редуктора.

Редуктор является промежуточным устройством, посредством которого передается движение от гидроцилиндра к створкам. Редуктор состоит из корпуса, рычага, зубчатого сектора, шестерни, шариковых и игольчатых подшипников, бронзовых втулок и других деталей. К корпусу редуктора крепится концевой

выключатель сигнализации убранного положения передней опоры и закрытого положения задних створок. В процессе уборки передней опоры при складывании подкоса ось, поворачиваясь, через рычаг, гидроцилиндр, работающий в этом случае как жесткая тяга, и редуктор приводят в действие тяги, соединенные одним концом с поводками редуктора, а другим со створками. Створки открываются. После установки опоры на замок подвески рабочая жидкость поступает в гидроцилиндр, который закрывает задние створки. При выпуске передней опоры задние створки открываются гидроцилиндром, а закрываются механически. При закрытии створок гидроцилиндр работает как жесткая тяга. На стоянке задние створки открываются и закрываются быстродействующим замком с помощью ручки, установленной на правой створке.

Технические условия на эксплуатацию и монтаж передней опоры

1. Колеса передней опоры должны быть установлены так, чтобы вентили и «легкие точки» (обозначенные на крышке красной меткой диаметром 18—20 мм) располагались в одной радиальной плоскости с допустимым смещением не более 15°. При этом «легкая точка» должна находиться на радиусе, проходящем через вентиль камеры.

2. Контрольная красная полоса на барабане колеса должна совмещаться с красной полосой на авиашине.

3. Момент затяжки болтов крепления фланца с барабаном колес должен быть $M_{кр} = (180 \pm 18)$ кгс · см.

4. При монтаже оси колес гайку крепления подшипников затягивать до тех пор, пока требуемый момент для равномерного вращения оси будет равен $75 \div 100$ кгс · см.

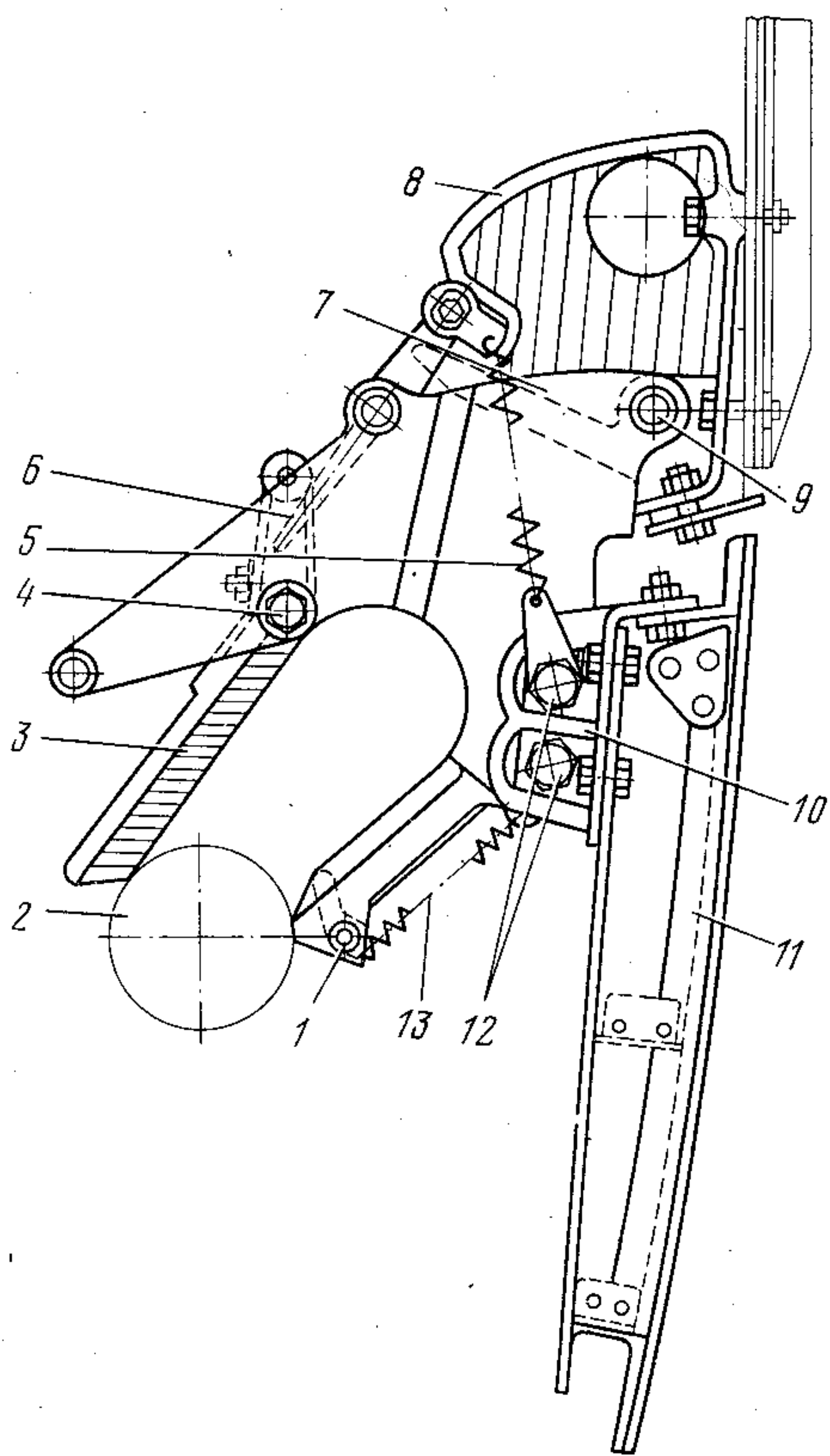


Рис. 81. Механизм управления передними створками ниши передней опоры:

1, 8 — секторы; 2 — раскос амортизационной стойки; 3 — рычаг; 4, 9 — оси; 5, 13 — пружины; 6 — качалка; 7 — кулиса; 10 — кронштейн; 11 — створка; 12 — болты

5. К эксплуатации допускаются авиационные колеса передней опоры, имеющие порезы, проколы и порывы без повреждения первого слоя корда каркаса. Износ авиационных колес до первого слоя корда каркаса определяется по стиранию контрольно-конических углублений, нанесенных на протектор авиационных колес при ее изготовлении.

6. На самолетах, прошедших подготовку к осенне-зимней навигации, должны быть установлены авиационные шины с четко видимым рисунком протектора.

7. На барабанах и ребрах колес допускаются царапины и коррозия глубиной до 1,5 мм, забоины глубиной до 5 мм.

8. Зазор между грязевым щитком и пневматиками должен быть для новых неразношенных пневматиков не менее 15 мм.

9. Зазор между козырьком грязевого щитка и пневматиками должен быть для новых неразношенных пневматиков не менее 10 мм.

10. На обшивке створок ниши передней опоры допускаются царапины, забоины, коррозия глубиной до 0,2 мм и плавные вмятины глубиной до 3,0 мм при условии их устранения.

11. Люфт в узлах навески передних створок допускается не более 5 мм.

12. Провисание задних створок на стоянке самолета допускается не более 6 мм.

13. Зазор между створками и ободом ниши передней опоры допускается от 2 до 6 мм.

14. Люфт задней створки ниши в узлах навески допускается до 1,5 мм.

15. На кронштейнах навески створок допускаются забоины, царапины и коррозия глубиной не более 0,8 мм при условии их устранения и восстановления защитного покрытия.

16. В узлах крепления цилиндра уборки и выпуска передней опоры допускается износ болтов до диаметра 14,965 мм, отверстий в проушинах—до диаметра 15,035 мм.

17. В подшипниках проушин цилиндра уборки и выпуска передней

опоры допускается радиальный люфт до 0,06 мм, осевой—до 0,15 мм.

18. На внешней поверхности цилиндра уборки и выпуска передней опоры допускаются царапины, забоины, коррозия глубиной не более 0,2 мм.

19. На трубопроводах гидропроводки цилиндра уборки и выпуска передней опоры допускаются плавные вмятины глубиной до 10% наружного диаметра, забоины и царапины глубиной до 0,2 мм, подлежащие устранению.

20. Допускается скопление жидкости в виде капель или обволакивающей пленки без отрыва и падения капель из-под уплотнения по штоку цилиндра уборки и выпуска передней опоры.

21. Зазор между трубопроводами гидропроводки в отбортовке должен быть не менее 2 мм, а на свободном участке не менее 5 мм. Для шлангов эти зазоры должны быть не менее 5—10 мм соответственно.

22. Белая полоса в заделке наконечников шлангов и полоса на рукаве шланга должны совпадать (смещение не допускается).

23. Допускается скопление жидкости в виде капель или обволакивающей пленки без отрыва и падения капель из-под уплотнения по штоку гидроцилиндра замка подвески и по штоку гидроцилиндра замка подвески и по штоку гидроцилиндра механизма управления задними створками.

24. Люфт осей сектора и шестерни в корпусе редуктора механизма управления задними створками допускается до 0,6 мм, люфт качалок в местах подсоединения к тягам—не более 1,5 мм при закрепленной верхней качалке, люфт наконечника тяги в качалке—не более 0,3 мм.

25. На кулисном механизме управления передними створками допускаются механические повреждения и коррозия на рабочих поверхностях не более 0,2 мм, на нерабочих поверхностях деталей—не более 0,5 мм.

26. На хомутах раскосок амортизационной стойки допускается износ рабочей поверхности глубиной до 0,5 мм.

27. На звеньях складывающегося подкоса и рычагах допускаются забоины и коррозия глубиной до 0,2 мм при условии их устранения и восстановления защитного покрытия.

28. Допускается суммарный люфт в узлах навески рамы складывающегося подкоса ($0,3 \pm_{0,1}^{0,2}$) мм. При этом зазор между торцом раскоса и кронштейна навески подкоса при полностью выбранном суммарном люфте должен быть не менее 1,5 мм.

29. На звеньях механизма распора допускаются забоины и коррозия глубиной до 0,2 мм при условии их устранения и восстановления защитного покрытия.

30. Допускаются риски, царапины, коррозия глубиной до 0,2 мм на звеньях траверсы, боковых раскосах и узлах крепления траверсы амортизационной стойки.

31. Суммарный зазор (осевой люфт) в узлах навески амортизационной стойки на вывешенном самолете допускается не более ($1 \pm_{0,5}^{0,5}$) мм—для самолетов по 19-ю серию и не более ($0,5 \pm_{0,5}^{0,5}$) мм—для самолетов с 20-й серии. При этом зазор между кронштейном навески и торцом траверсы при полностью выбранном суммарном люфте должен быть не менее 1,5 мм.

32. На цилиндре амортизатора, зарядном штуцере и звеньях шлиц-шарнира допускаются риски и царапины глубиной до 0,2 мм, длиной не более 15 мм; забоины и коррозия глубиной до 0,2 мм при условии их устранения и восстановления защитного покрытия.

33. Допускается внешняя негерметичность рулежно-демпфирующего цилиндра (РДП—55) не более 1 см³/ч.

34. На штоке амортизатора допускаются риски, царапины, коррозия глубиной не более 0,2 мм, а на головке штока—0,3 мм.

35. На механизме обратной связи управления разворотом колес допускаются механические повреждения и коррозия глубиной не более 0,3 мм.

36. Суммарный люфт в ведущей системе управления поворотом колес допускается не более 0,5 мм при приложении нагрузки к регулируемой тяге 5 кгс.

37. Давление азота в передней амортизационной стойке в зависимости от ее обжатия, мм (в скобках—видимое зеркало штока, мм) должно иметь значения, кгс/см²:

0 (390)		15 ⁺¹
50 (340)		16 ⁺² ₁
100 (290)		20 ⁺³ ₂
150 (240)		23 ⁺⁴ ₂
200 (190)		28 ⁺⁵ ₄
250 (140)		37 ⁺⁵ ₄
300 (90)		52 ⁺⁹ ₆
350 (40)		88 ⁺¹³ ₈
390 (0)		199 ⁺²⁵ ₁₄

38. В процессе уборки и выпуска шасси во всех положениях не должно быть натягов, перекосов, заеданий, дрожания и скрипов в узлах и сочленениях.

39. Минимально допустимые зазоры: между шинами колес и узлами ниши шасси в убранном положении—не менее 25 мм; между штоком цилиндра управления шасси и подкосом в убранном положении—не менее 2 мм; между шинами и створками при уборке и выпуске шасси—не менее 15 мм; между подвижными деталями шасси и каркасом самолета во всех положениях—не менее 5 мм; между боковыми подкосами амортизационной стойки и кромкой люка шасси не менее—3 мм с каждой стороны; между головками болтов крепления на траверсе амортизационной стойки и узлом ее навески—не менее 3 мм; между узлом навески передней створки и рычагом крепления подъемника на траверсе амортизационной стойки—не менее 3 мм в убранном полсжении шасси; между верхним звеном шлиц-шарнира и качалкой подсоединения цилиндра створок на подкосе в убранном положении шасси—не менее 3 мм.

40. Свободно подвешенная передняя амортизационная стойка (при отсоединенном цилиндре подъема и подкосо) при отклонении на $10\text{--}15^\circ$ от вертикали должна возвращаться в исходное положение.

41. Отклонение оси амортизационной стойки на длине 1730 мм от оси подвески не должно превышать: от продольной оси самолета в убранном положении опоры 5 мм; от вертикали при выпущенной опоре (вправо, влево) 5 мм; от вертикали вдоль оси самолета (вперед, назад) 5 мм.

42. Запас хода штока цилиндра подъема при выпущенном и убранном положении опоры — 5—10 мм.

43. Элементы следящей системы должны проворачиваться плавно и без заеданий. Ось верхнего кардана тяги обратной связи должна совпадать с осью вращения амортизационной стойки. Допустимая несоосность 1 мм.

44. В убранном положении опоры при давлении в цилиндре управления петля навески должна упираться в корпус замка подвески. При этом ролик крюка должен приподняться над защелкой, образуя зазор 1—2 мм.

45. Допустимое боковое смещение замка подвески относительно петли не более 3 мм; регулируется пластинами, установленными под кронштейн подвески замка. Суммарная толщина пластин — 4 мм. Разрешается установка полного набора пластин (4 мм) под одну сторону кронштейна, при этом постоянство пакетов обеспечивать установкой удлиненных болтов и набором шайб.

46. Резьбовые регулируемые наконечники тяг створок не должны выходить за пределы контрольных отверстий на резьбовых стаканах. Запас резьбы на вворачивание резьбовых наконечников должен быть не менее двух витков.

47. Между резьбовыми наконечниками и вилками качалок или кронштейнов должен быть зазор не менее 0,5 мм во всех положениях механизмов створок.

48. Минимально допустимые зазоры: между движущимися деталями механизма и элементами стойки шасси, а также между деталями механизма и элементами конструкции — не менее 4 мм; между качалками редуктора и цилиндром створок — не менее 3 мм; между ушком штока цилиндра створок и обшивкой пола — не менее 3 мм; между качалкой редуктора и силовым профилем крепления редуктора — не менее 3 мм; между кулисой и обрезом ниши в открытом положении передних створок — не менее 3 мм; между пружиной и обрезом ниши — не менее 3 мм; между кронштейном створки и сектором в закрытом положении передних створок — не менее 3 мм; между створками и пневматиками во всех промежуточных положениях механизма — не менее 15 мм (для разноразмерных пневматиков).

49. Передние и задние створки при закрытом положении должны плотно прилегать по контуру фюзеляжа. Допускаются уступы для поперечных кромок (по направлению потока) не более 1 мм и для продольных не более 1,5 мм.

50. Допускаемые зазоры по створкам: между створками по оси самолета, между створками и обшивкой фюзеляжа у оси вращения — $(2 + ^4)$ мм (при убранном шасси); между створками и обрезом ниши шасси в поперечном направлении (2 ± 1) мм (при убранном шасси); между обшивкой и створками при открытии их на полный угол не менее 2 мм.

51. Минимально допустимые зазоры в системе управления поворотом колес: между деталями механизма и каркасом ниши шасси, между деталями механизма и элементами стойки шасси — не менее 5 мм в любых положениях, кроме случаев, оговоренных ниже; между болтом и амортизационной стойкой не менее 2 мм; для обеспечения зазора разрешается постановка болта с укороченной резьбовой частью до 9,5 мм и шайбы с уменьшенной высотой до 3 мм (по самолетам № 1004); между

масленкой маслоузла и ухом цилиндра — не менее 3 мм; между наконечниками тяг и вилками качалок или тяг во всех положениях механизма — не менее 0,5 мм.

52. При закрепленной разворотной демпфирующей системе свободное вращение штанги при приложении в верхней ее точке момента 80 кгс · см должно быть не более 0,5 мм на плече 100 мм.

53. Допустимый суммарный люфт ведущей системы к пульту РГ-16А-0004 должен быть не более 0,5 мм при нагрузке ± 5 кгс (по самолету № 1003). Люфт замеряется при закрепленном ухе тяги в точке присоединения его к ведущему поводку пульта РГ-16А-0004.

54. Включение механизма управления должно происходить с момента повышения давления в линии пульта РГ-16А-0004 до 20—35 кгс/см².

55. Мертвый угол вращения тяги обратной связи должен быть не более 0°30' (на режиме руления). Замер производится по качалке, отсоединенной от тяги, по страгиванию с места колес передней опоры в процессе медленного поворота качалки вправо и влево при давлении в системе 210 кгс/см².

56. Момент страгивания тяги обратной связи должен быть не более 80 кгс · см при давлении в системе 210 кгс/см². Замер производится по качалке, отсоединенной от тяги.

Основные опоры

Основные опоры установлены под крылом самолета симметрично относительно продольной оси самолета несколько сзади его центра тяжести и крепятся шарнирно к кронштейнам на нижней панели крыла по нервюрам №№ 7, 8 и 9 СЧК. Каждая основная опора (рис. 82) состоит из амортизационной стойки, тележки с четырьмя тормозными колесами, подкоса-подъемника уборки и выпуска опоры, механизма управления боковыми створками люка, замка подвески опоры в убранном положении,

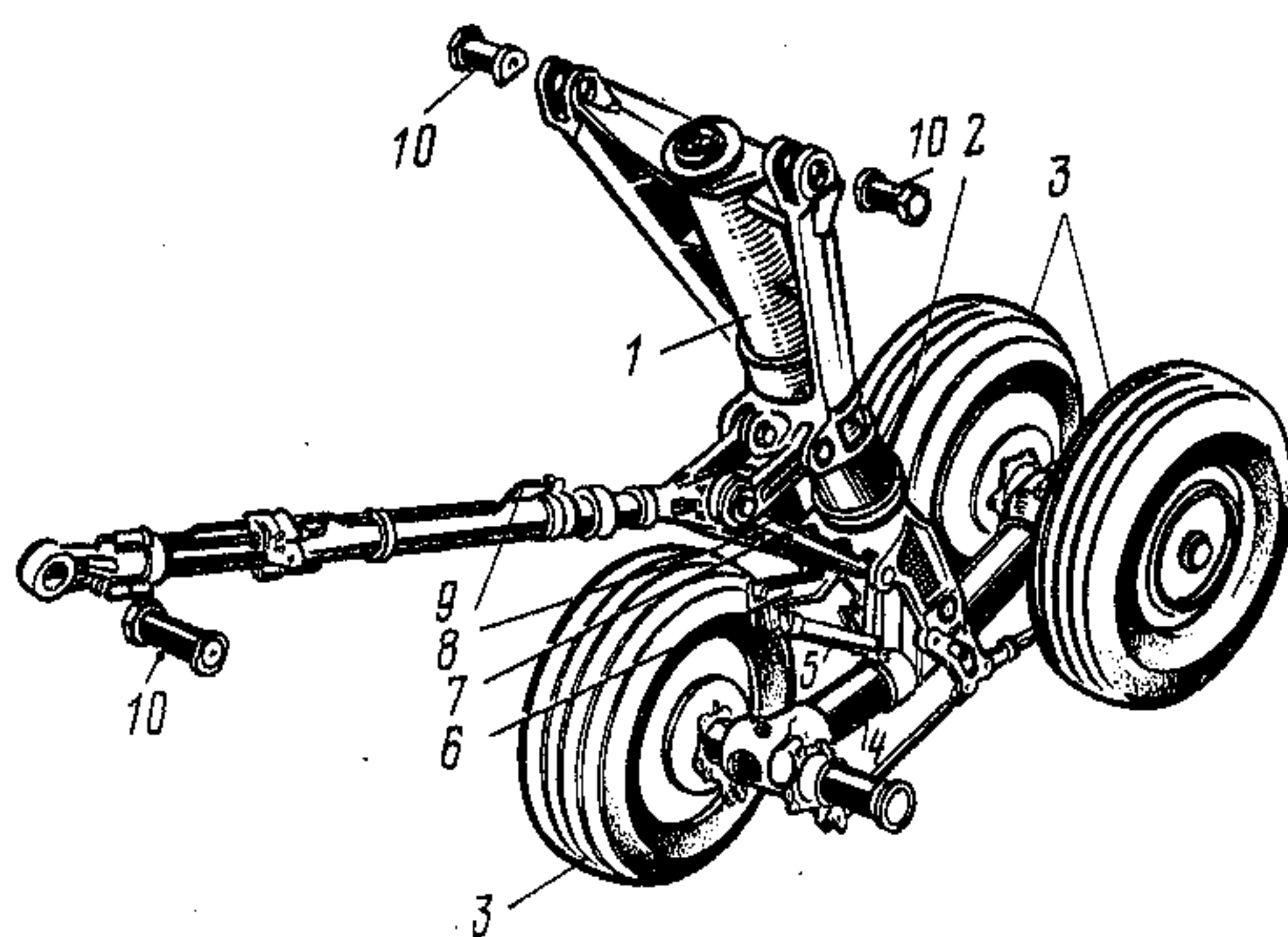


Рис. 82. Основная опора:

1 — амортизационная стойка; 2 — шток; 3 — колеса; 4 — тележка; 5 — упругая (пружинная) тяга; 6 — двухплечая качалка; 7 — шлиц-шарнир; 8 — стабилизирующий амортизатор; 9 — подкос-цилиндр уборки и выпуска шасси; 10 — болты навески амортизационной стойки и подкос цилиндра

механизма запрокидывания тележки со стабилизирующим амортизатором.

Основные опоры убираются назад и в убранном положении размещаются в нишах гондол таким образом, что их тележки оказываются повернутыми вокруг своих осей подвески с запрокинутыми вверх колесами. В убранном положении основные опоры удерживаются замками подвески, установленными на корпусах передних ведущих редукторов механизмов управления задними створками. После уборки основных опор их ниши закрываются щитками и боковыми створками. Щитки закрепляются посредством хомутов на подкосах-подъемниках. Передние и задние створки подвешиваются на боковых кромках люков.

При выпуске основных опор их тележки поворачиваются в обратном направлении так, что по отношению к оси самолета оказываются расположенными с наклоном вперед. Основная опора устанавливается с наклоном назад и фиксируется подкосом-подъемником, который удерживается в выпущенном положении канговым замком. Наклон основных опор увеличивается по мере роста нагрузки и обжатия амортизационной стойки, а при снятии нагрузки — уменьшается. После выпуска основ-

ных опор щитки и боковые передние створки остаются открытыми, а задние боковые створки закрываются. Открытие и закрытие передних боковых створок происходит под воздействием амортизационных стоек посредством тяг с карданами на их концах. Механизм задних створок приводится в действие гидравлическим цилиндром.

Амортизационная стойка. Она состоит из цилиндра-траверсы, штампованного из алюминиевого сплава В93, гильзы, штока, изготовленного из стали 30ХГСН2А-ВД, звеньев, шлиц-шарнира, диафрагмы с профилированной иглой, трубки плунжера, поршня, зарядного клапана, нижней буксы, обоймы с уплотнительными кольцами и других деталей (рис. 83).

Амортизационная стойка заряжается маслом АМГ-10 и сжатым азотом. Наполнение полости амортизатора маслом производится через гнездо зарядного клапана при вывернутом зарядном клапане. При наполнении маслом шток амортизационной стойки должен быть полностью обжат до упора. Стойка должна находиться в выпущенном положении, при этом диафрагма должна упираться в торец тарелки плунжера. Уровень залитого масла должен совпадать с нижним обрезом трубки. Объем заливаемого масла составляет 4 л. После заполнения аморти-

затора маслом зарядный клапан необходимо вернуть в гнездо и через него зарядить амортизатор азотом до давления (92 ± 1) кгс/см². Полость между нижней буксой и обоймой должна быть заполнена через масленку смазкой ЦИАТИМ-203.

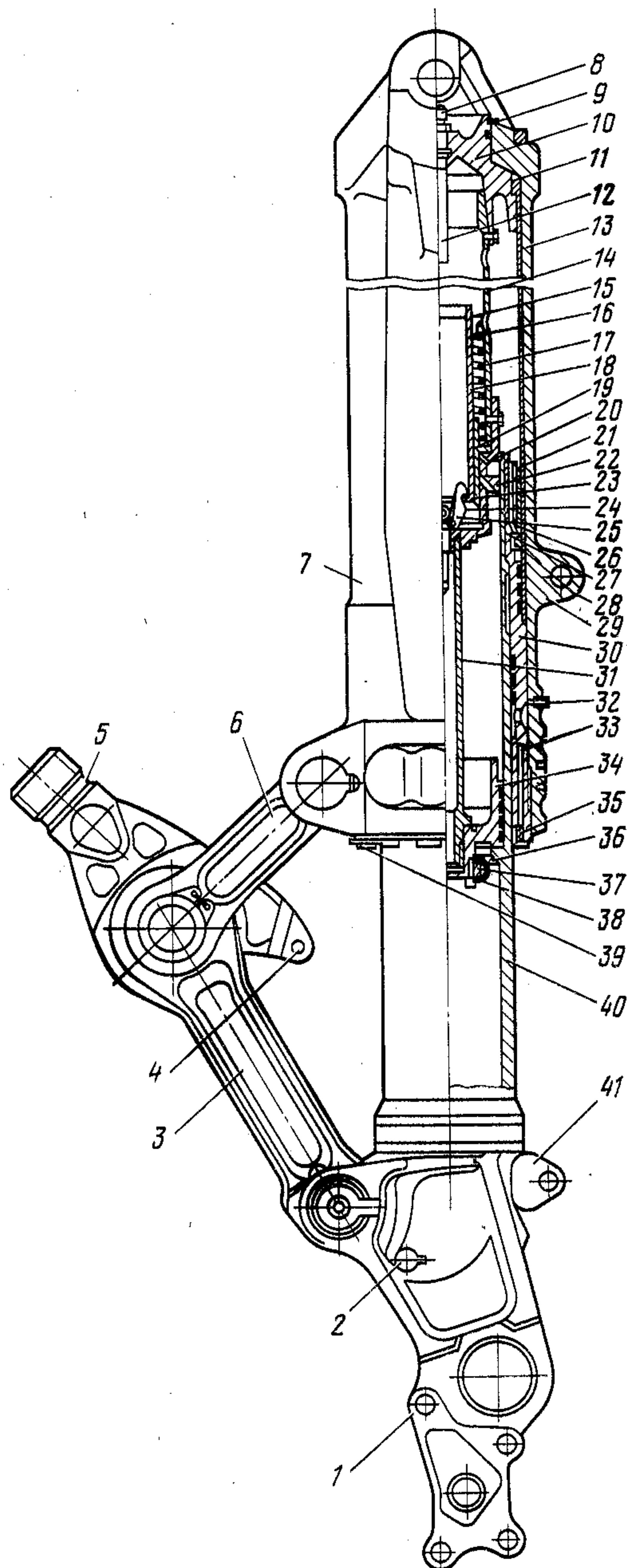


Рис. 83. Амортизационная стойка основной опоры:

- 1 — кронштейн для крепления передних и задних тормозных тяг; 2 — отверстие для болта крепления двуплечей качалки механизма опрокидывания тележки шасси; 3 — нижнее звено шлиц-шарнира; 4 — выступ уха для крепления стабилизирующего амортизатора; 5 — ухо крепления подкоса-цилиндра уборки и выпуска опоры; 6 — верхнее звено шлиц-шарнира; 7 — цилиндр-траверса; 8 — зарядный клапан; 9 — стопорное кольцо; 10 — головка плунжера; 11 — упорное кольцо; 12 — заливная трубка; 13 — гильза; 14 — трубка плунжера; 15 — пружинное кольцо; 16 — упорная втулка; 17 — пружина; 18 — поршень; 19 — направляющая втулка; 20 — тарелка плунжера; 21 — пружинящее стопорное кольцо; 22, 23 — компрессионные кольца; 24 — пружина; 25 — крючки; 26 — бронзовая втулка; 27 — верхняя букса; 28 — золотниковое кольцо; 29 — проушина для крепления петли подвески; 30 — обойма с уплотнительными кольцами; 31 — профилированная игла; 32 — масленка; 33 — нижняя букса; 34 — диафрагма с уплотнительными резиновыми кольцами; 35 — гайка; 36 — упорная шайба; 37 — гайка; 38 — контрольная шайба; 39 — контрольная скоба; 40 — шток; 41 — вилка для крепления распорной трубины

Работа масляно-пневматического амортизатора (рис. 84) аналогична работе амортизатора передней опоры. Она основана на сжатии азота и торможении масла при протекании его из одной полости в другую через дросселирующие отверстия. Конструкция амортизатора предусматривает, что при первом ударе о землю усилия в амортизаторе складываются из силы сжатия азота и силы, возникающей вследствие перетекания масла через дросселирующие отверстия. Когда стойка уже обжата (пробег по земле, руление и т. д.), то при наезде на случайное препятствие усилия в амортизаторе определяются в основном сжатием азота. Это смягчает случайные удары и обеспечивает большую мягкость амортизации. Эффект исключения торможения масла при рулении самолета достигается установкой специального противоперегрузочного клапана.

При нейтральном положении перед приземлением самолета шток максимально выпущен под давлением азота. Крючки на игле оттягивают поршень плунжера вниз ниже боковых отверстий в тарелке плунжера.

При первом ударе о землю шток вместе с диафрагмой, иглой и

крючками движется вверх. В полости *Б*, ниже плунжера, благодаря дросселированию масла возникает избыточное давление. Это давление через боковые отверстия в тарелке плунжера отжимает поршень вниз. Единственный оставшийся для масла зазор между иглой и отверстием в тарелке плунжера производит дросселирование на прямом ходе. Одновременно через отверстия в верхней буксе заполняется маслом увеличивающаяся кольцевая полость *В* между штоком и цилиндром.

При прямом ходе после первого удара из обжатого положения (наезд на препятствие) и уравнивания давления в полостях над тарелкой плунжера и под плунжером пружина оттягивает поршень вверх до упора, открывая боковые отверстия в тарелке плунжера. Теперь при новом ударе, при движении штока вверх, для масла открывается дополнительный путь через боковые отверстия в тарелке плунжера и доньшке поршня. Это резко снижает усилие, потребное для проталкивания масла, и амортизация смягчается.

При обратном ходе шток движется вниз. Золотниковое кольцо перекрывает путь маслу из кольцевой полости

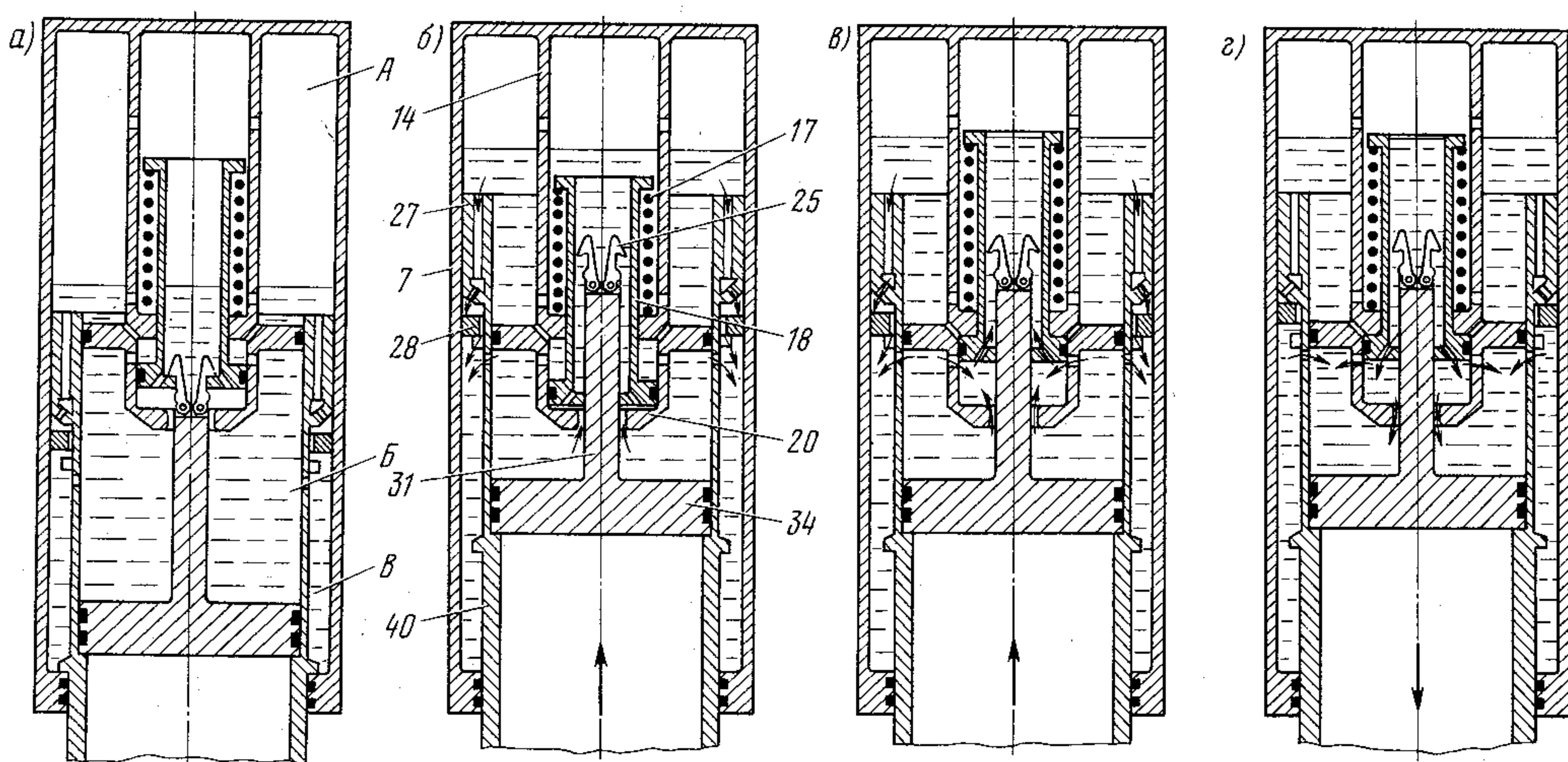


Рис. 84. Схема работы амортизатора основной опоры (позиции по рис. 83):

а — нейтральное положение; *б* — прямой ход при первом ударе; *в* — прямой ход после первого удара из обжатого положения; *г* — обратный ход; *А* — верхняя полость; *Б* — нижняя полость; *В* — кольцевая полость

В через верхнюю буксу. Масло проходит лишь через калиброванные отверстия в штоке и через узкую щель в золотниковом кольце, чем и достигается торможение штока при обратном ходе. В конце обратного хода для смягчения удара верхней буксы об обойму калиброванные отверстия в штоке перекрываются обоймой, уменьшая проток масла и этим дополнительно притормаживая шток.

Для обеспечения нормальной работы амортизатора необходимо систематически проверять правильность зарядки амортизационной стойки азотом и маслом по высоте видимой части штока. Если же количество масла или давление азота будут меньше потребного, то при посадке шток амортизационной стойки может выбрать весь свой ход. При этом не произойдет полного поглощения энергии удара и элементы конструкции самолета могут получить недопустимо большие перегрузки. Если же количество масла или давление азота окажется больше потребного, то амортизационная стойка становится излишне жесткой.

Тележка. Она состоит из продольной балки, двух осей для колес, двух передних и двух задних тормозных рычагов, двух передних и двух задних тормозных тяг, четырех тормозных колес КТ-81/3⁵₆ с пневматиками размерами 930 × 305 мм, двух бобышек под домкрат, распределительного устройства системы маслопровода тормозов передних и задних колес и других деталей (рис. 85).

Балка тележки представляет собой стальной изогнутый пустотелый брус круглого сечения. На концах балки имеются головки с отверстиями, в которых закрепляются оси колес. В середине балки имеется узел с отверстием. В отверстие вставляется ось, посредством которой тележка крепится к головке штока амортизационной стойки. Оси колес в головках балки закрепляются посредством специальных пустотелых болтов, имеющих на головках штуцера, к которым присоединяется трубопро-

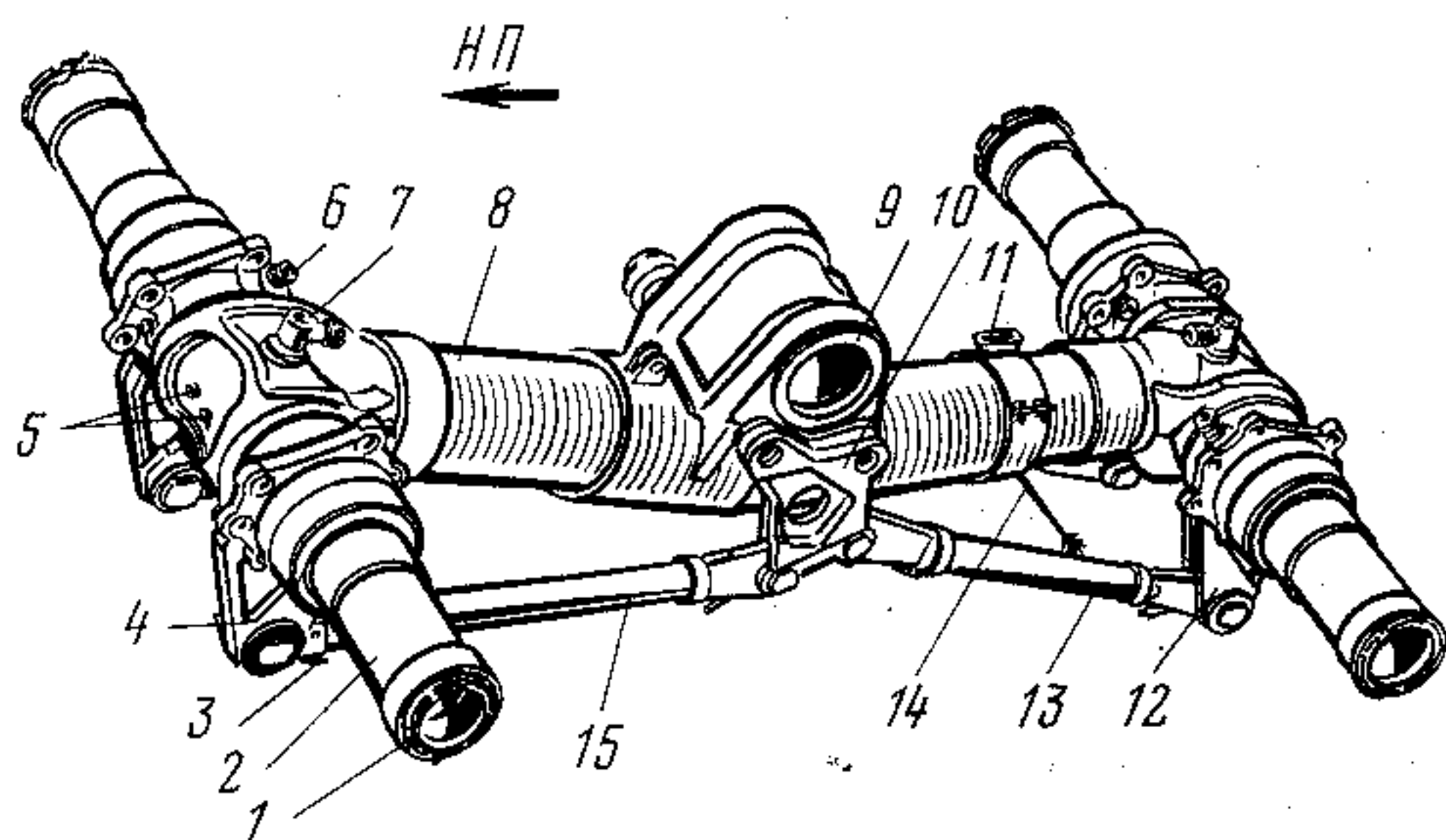


Рис. 85. Тележка основной опоры:

1 — гайка крепления колеса на оси; 2 — ось колеса; 3 — масленка; 4, 12 — тормозные рычаги с фланцами; 5 — болты, удерживающие ось от проворачивания; 6 — штуцер; 7 — пустотелый болт со штуцером; 8 — балка; 9 — узел подвески тележки; 10 — кронштейн крепления тормозных тяг; 11 — резиновый буферный упор; 13, 15 — тормозные тяги; 14 — метелка заземления

вод тормозной системы. На оси колес свободно надеты тормозные рычаги, к фланцам которых посредством болтов прикрепляются тормозные барабаны передних и задних колес. От проворачивания тормозные рычаги и прикрепленные к ним тормозные барабаны удерживаются тормозными тягами, которые являются силовыми элементами.

Подкос-подъемник. Это силовой и кинематический элемент основной опоры, посредством которого опора убирается, выпускается и удерживается в выпущенном положении. Подкос-подъемник, являясь гидравлическим цилиндром двустороннего действия, воспринимает и передает часть усилий на каркас крыла. Масло в рабочие полости подается через золотниковый распределитель, установленный снаружи подъемника. Подкос-подъемник состоит из цилиндра, штока с поршнем, обоймой и плунжером, цанги замка, штампованного уха, приводного механизма концевого выключателя и шарикового клапана, буксы, пружин, втулок и ряда других деталей.

Цанговый замок состоит из трех основных частей: цанги, обоймы и плунжера с пружиной. Из них цанги являются неподвижными, а обоймы с плунжером и пружиной — подвижными, будучи закрепленными к што-

ку подъемника. Цанга представляет собой точеную из высоколегированной стали цилиндрическую деталь с четырнадцатью лепестками, оканчивающимися конусными зубьями. Обойма также точеная из высоколегированной стали, наворачивается на внутренний конец штока и фиксируется винтом. Она имеет внутренний кольцевой выступ для закрепления с зубьями цанг. Между наружным буртиком обоймы и торцом штока установлен бронзовый поршень с тремя уплотнительными кольцами. Внутрь обоймы вставлен плунжер, собранный из пяти деталей: плунжера, бронзового поршня с уплотнителями, пружины, задней гайки и ограничительной втулки.

При уборке основной опоры масло, поступающее под давлением 210 кгс/см^2 из гидравлической системы через золотниковый распределитель в переднюю полость подкоса-подъемника, сначала открывает цанговый замок, а затем, воздействуя на поршень,

принуждает выдвигаться шток. При этом амортизационная стойка поворачивается относительно оси ее подвески и занимает полностью убранное положение, устанавливаясь на замок подвески опоры. Для обеспечения безударной постановки шасси на подвесной замок при уборке применено торможение скорости передвижения штока по цилиндру посредством дросселирующего кольца, расположенного на штоке. Для предотвращения резкого срыва с замка подвески в начальный момент выпуска применено торможение скорости передвижения штока по цилиндру посредством дросселирования масла на сливе специальным ступенчатым дросселем, установленным снаружи подкоса-подъемника.

Механизм управления задними боковыми створками. Он состоит из гидравлического цилиндра двустороннего действия, переднего ведущего редуктора с приводным рычагом и качалками, верхней тяги, рас-

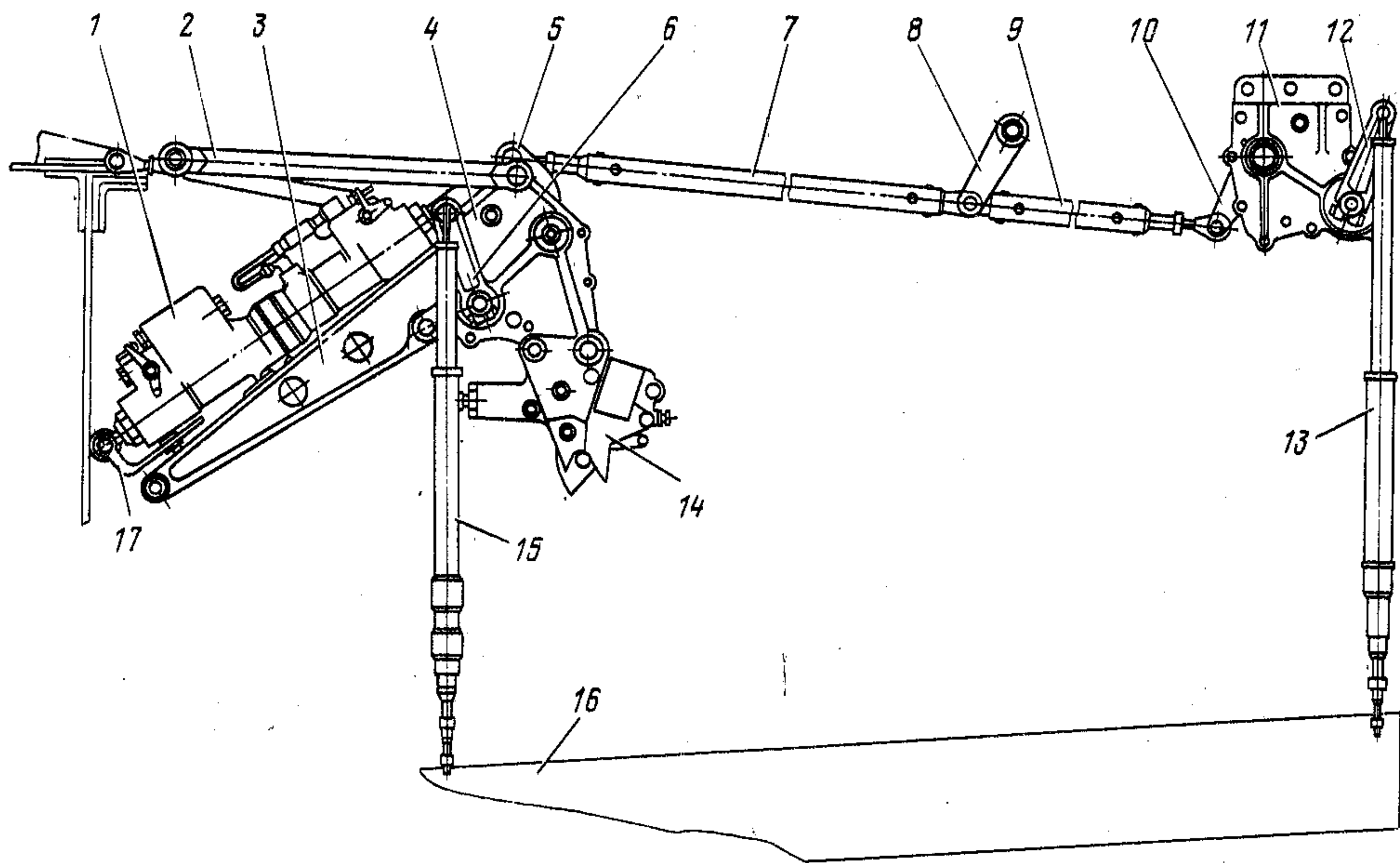


Рис. 86. Механизм управления задними створками:

1 — гидравлический цилиндр двустороннего действия; 2 — верхняя тяга; 3 — распорка; 4 — передний ведущий редуктор; 5 — приводной рычаг; 6 — качалка переднего редуктора; 7 — промежуточная тяга; 8 — качалка; 9 — промежуточная тяга; 10 — рычаг заднего редуктора; 11 — задний ведомый редуктор; 12 — качалка заднего редуктора; 13 — раздвижная тяга; 14 — замок подвески основной опоры; 15 — раздвижная тяга; 16 — задняя створка; 17 — направляющая цилиндра

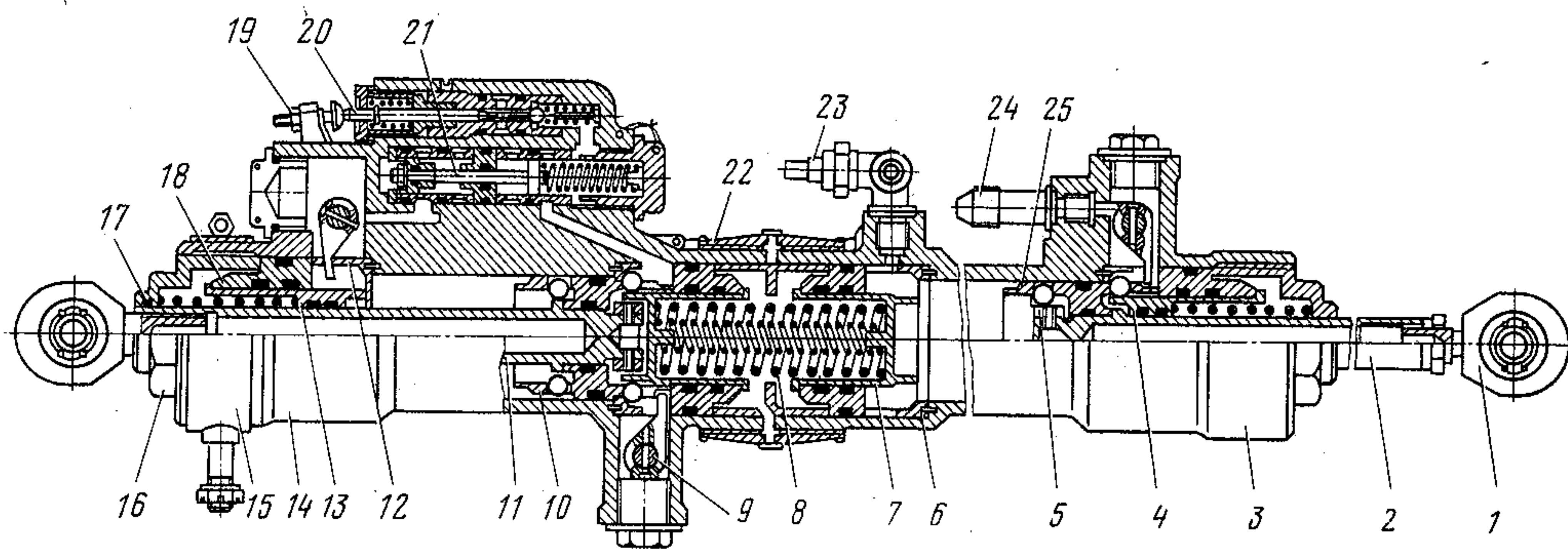


Рис. 87. Гидравлический цилиндр механизма управления задними створками отсека основной опоры:

1 — ушко; 2, 11 — штоки; 3, 14 — головки цилиндра; 4, 13 — плунжеры малые; 5 — гайка; 6, 12 — кольца; 7 — плунжер большой; 8 — пружина; 9 — механический привод; 10, 25 — обоймы; 15 — направляющий хомут; 16 — гайка; 17 — уплотнительное резиновое кольцо; 18 — букса; 19 — головка механического привода; 20 — толкатель перепускного шарикового клапана; 21 — золотниковый распределитель; 22 — накидная (соединительная) гайка; 23 — штуцер подвода рабочей жидкости на открытие створки при уборке шасси; 24 — штуцер подвода рабочей жидкости на закрытие створок после выпуска шасси

порки, промежуточных тяг, качалки, заднего ведомого редуктора с рычагом и качалками, тяг, створки, направляющей цилиндра и других деталей (рис. 86).

Ведущий редуктор закреплен при помощи верхней тяги, распорки и раскоса на II лонжероне крыла. Гидравлический цилиндр одним штоком закреплен на кронштейне II лонжерона крыла, а другим соединен с приводным рычагом ведущего редуктора. Задний ведомый редуктор закреплен болтами на балке гондолы шасси. Промежуточные тяги присоединяются одними концами к качалке, а другими концами — к рычагам, составляя таким образом кинематическое и силовое звено, посредством которого приводится в действие задний редуктор. Раздвижные тяги позволяют вручную на земле открывать и закрывать заднюю створку, что дает возможность осмотра агрегатов основной опоры.

При выпуске основной опоры масло из гидросистемы через штуцер гидроцилиндра (рис. 87) и полость золотникового распределителя поступает по каналу в полость головки и снимает со среднего шарикового замка шток. Шток выдвигается, створки открываются. При постанов-

ке штока на крайний шариковый замок механический привод посредством толкателя открывает полость шарикового клапана. Масло через полость шарикового клапана по трубопроводу поступает в полость замка подвески основной опоры. Замок открывается и масло через него поступает в подкос-подъемник. Опора выпускается. При полностью выпущенной опоре масло от шарикового клапана подкоса-подъемника поступает через штуцер в полость головки цилиндра и снимает с крайнего шарикового замка шток. Шток втягивается, створки закрываются.

При уборке основной опоры масло под давлением из гидросистемы через штуцер гидроцилиндра поступает в полость головки цилиндра и снимает шток со среднего шарикового замка. Шток выдвигается, створки открываются. При постановке штока на крайний шариковый замок механический привод посредством толкателя открывает перепускной шариковый клапан. Масло по трубопроводу через шариковый клапан поступает к золотниковому распределителю подкоса-подъемника. Опора убирается. При постановке подкоса-подъемника на замок масло от него поступает через полость золотникового распре-

делителя в полость головки и снимает шток с крайнего шарикового замка. Шток втягивается, створки закрываются.

При аварийном выпуске шасси масло от тормозной системы подается через полость золотникового распределителя и поступает в полость головки. Шток, снявшись со среднего шарикового замка, выдвигается, створки раскрываются. При аварийном выпуске шасси задние створки остаются открытыми.

Замок подвески. Он удерживает основную опору в убранном положении и обеспечивает необходимую очередность работы агрегатов при уборке и выпуске ее. Замок крепится на корпусе переднего редуктора механизма управления створками.

Замок состоит из корпуса, отштампованного из сплава АК6, стального крюка с пружиной, защелки, распределительного золотника с пружиной, перепускного клапана, поршня аварийного открытия замка и шести штуцеров (рис. 88). Штуцера предназначены: 1 — для трубопровода, соединяющего замок с магистралью давления при уборке от основной системы; 2 — для трубопровода, соединяющего замок с подкосом-подъемником; 3 — для трубопровода, соединяющего замок с пере-

пускным шариковым клапаном на цилиндре створок; 4 — для трубопровода, соединяющего замок с цилиндром створок; 5 — для трубопровода, соединяющего замок с магистралью слива при выпуске от тормозной системы; 6 — для трубопровода, соединяющего замок с магистралью выпуска от тормозной системы.

Замок запирается петлей, движущейся на уборку опоры, и пружиной золотника, при этом переместившийся распределительный золотник пропустит жидкость из штуцера 1 в штуцер 4, т. е. из линии уборки в цилиндр управления створками гондолы шасси на закрытие створок. Замок открывается давлением жидкости, подаваемой в штуцер 3 от перепускного клапана цилиндра створок. Полный ход золотника замка — $(10 \pm 0,2)$ мм. При ходе его $(7,5 \pm 0,2)$ мм в замке открывается перепускной клапан, который пропускает масло к подкосу-подъемнику на выпуск опоры. Аварийное открытие замка происходит под действием жидкости, подаваемой из тормозной гидросистемы через клапан перепуска в штуцер 6.

Механизм запрокидывания. Он предназначен для установки тележки в определенном положении относительно амортизационной стойки: в убранном положении — колесами вверх; в выпущенном положении — с наклоном передних колес вниз на 18° . Механизм запрокидывания тележки состоит из стабилизирующего амортизатора, двуплечей качалки и упругой тяги. Свое движение при запрокидывании и возвращение в исходное положение тележка получает от подкоса-подъемника основной опоры. Подкос-подъемник, перемещаясь во время уборки и выпуска, поворачивается вокруг средней оси шлиц-шарнира. При этом посредством стабилизирующего амортизатора, качалки и упругой тяги он заставляет тележку поворачиваться вокруг ее оси подвески. Наличие в механизме запрокидывания упругих звеньев

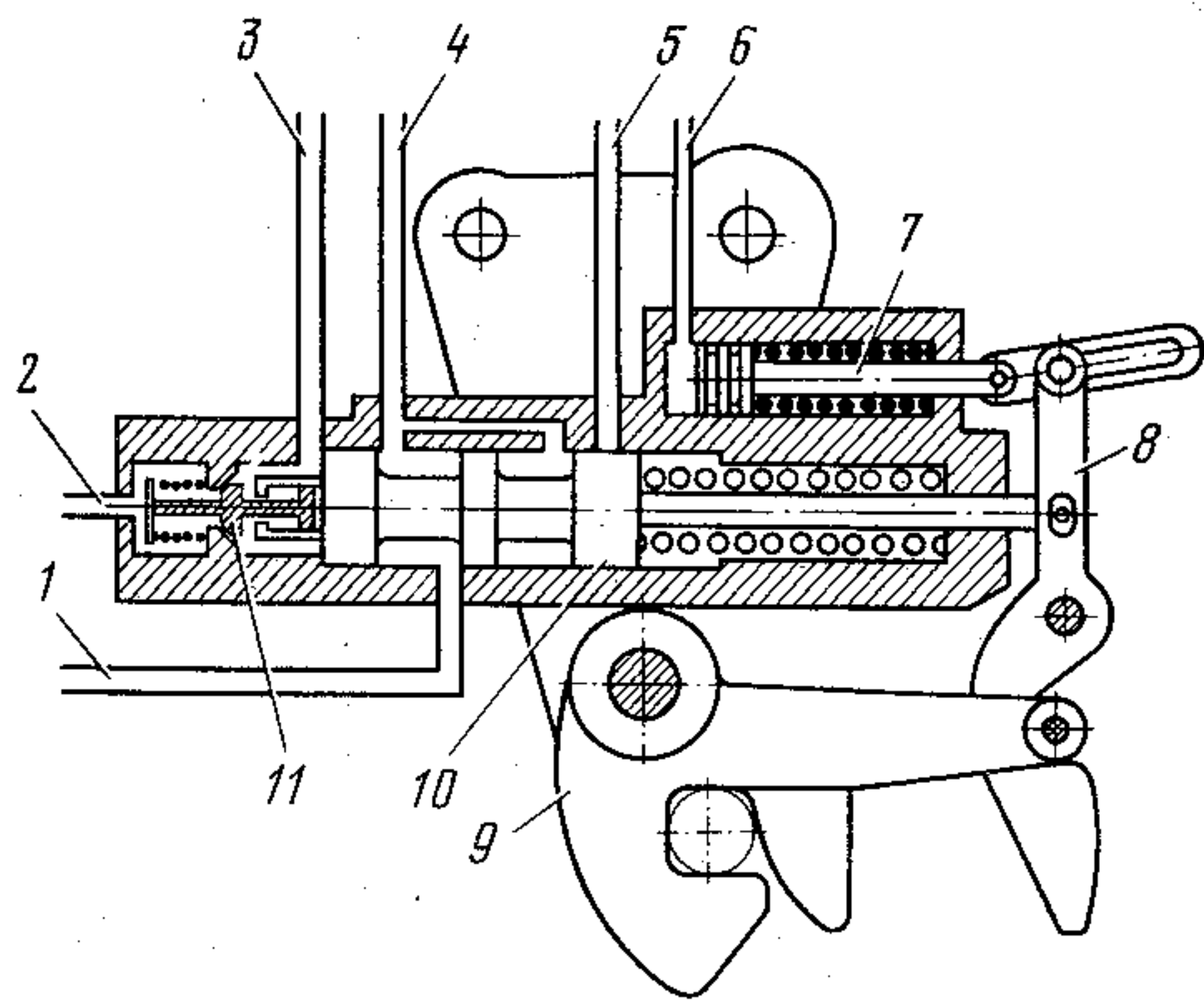


Рис. 88. Схема работы замка подвески основной опоры:

1 — 6 — штуцера; 7 — поршень со штоком; 8 — защелка; 9 — крюк с пружиной; 10 — золотник; 11 — перепускной клапан

(стабилизирующего амортизатора, упругой тяги) предохраняет его от разрушения при обжатии амортизационной стойки в процессе движения самолета на земле, а также при выдвижении штока стойки на взлете. В процессе уборки и выпуска шасси стабилизирующий амортизатор и упругая тяга работают как жесткие тяги, так как начальная зарядка стабилизирующего амортизатора и предварительная затяжка пружин упругой тяги превосходят условия, возникающие при запрокидывании тележки. В результате обжатия стабилизирующего амортизатора и растяжения упругой тяги тележка может плавно преодолевать препятствия высотой до 200 мм.

Упругая тяга (рис. 89) представляет собой тройную механическую пружину одностороннего действия, работающую на растяжение. Она состоит из крышки с ухом, поршня, стержня, цилиндров, наборов тарельчатых пружин, гайки, буксы.

Стабилизирующий амортизатор (рис. 90) представляет собой пнев-

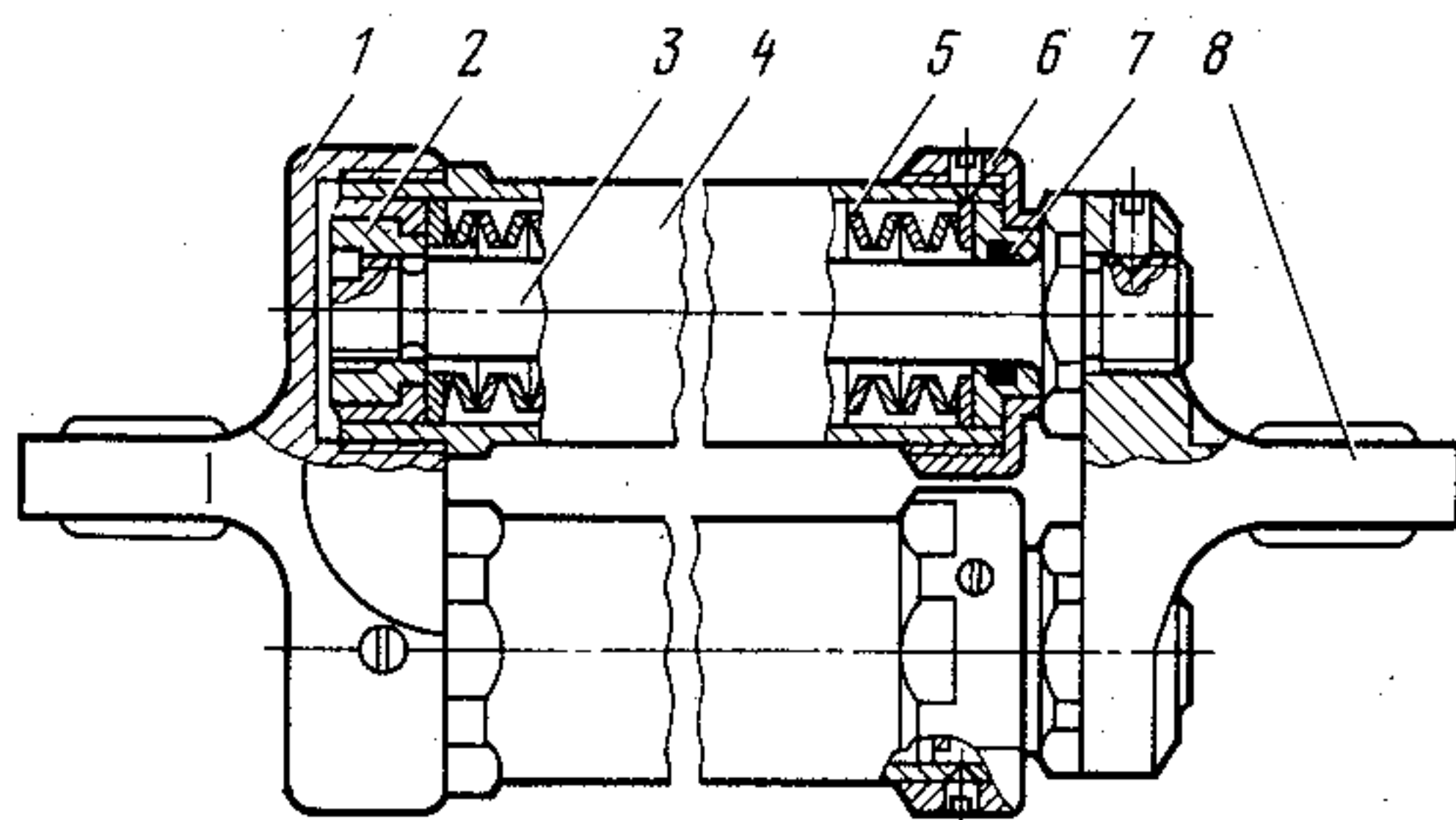


Рис. 89. Упругая тяга

1 — крышка; 2 — поршень; 3 — стержень; 4 — цилиндры;
5 — тарельчатая пружина; 6 — гайка; 7 — букса;
8 — ухо

матическую пружину одностороннего действия, работающую на сжатие. Он состоит из цилиндра, штока, упорной гайки, буксы, плунжера, диафрагмы, зарядных клапанов. Стабилизирующий амортизатор заряжается азотом (полость А) через зарядный клапан 2 до давления (130 ± 5) кгс/см². Зарядный клапан 3 предназначен для заправки дополнительной полости В смазкой ЦИАТИМ-203. Заправка производится по мере расхода смазки из полости В, что определяется выдвижением плунжера от торца буксы. Ухо позво-

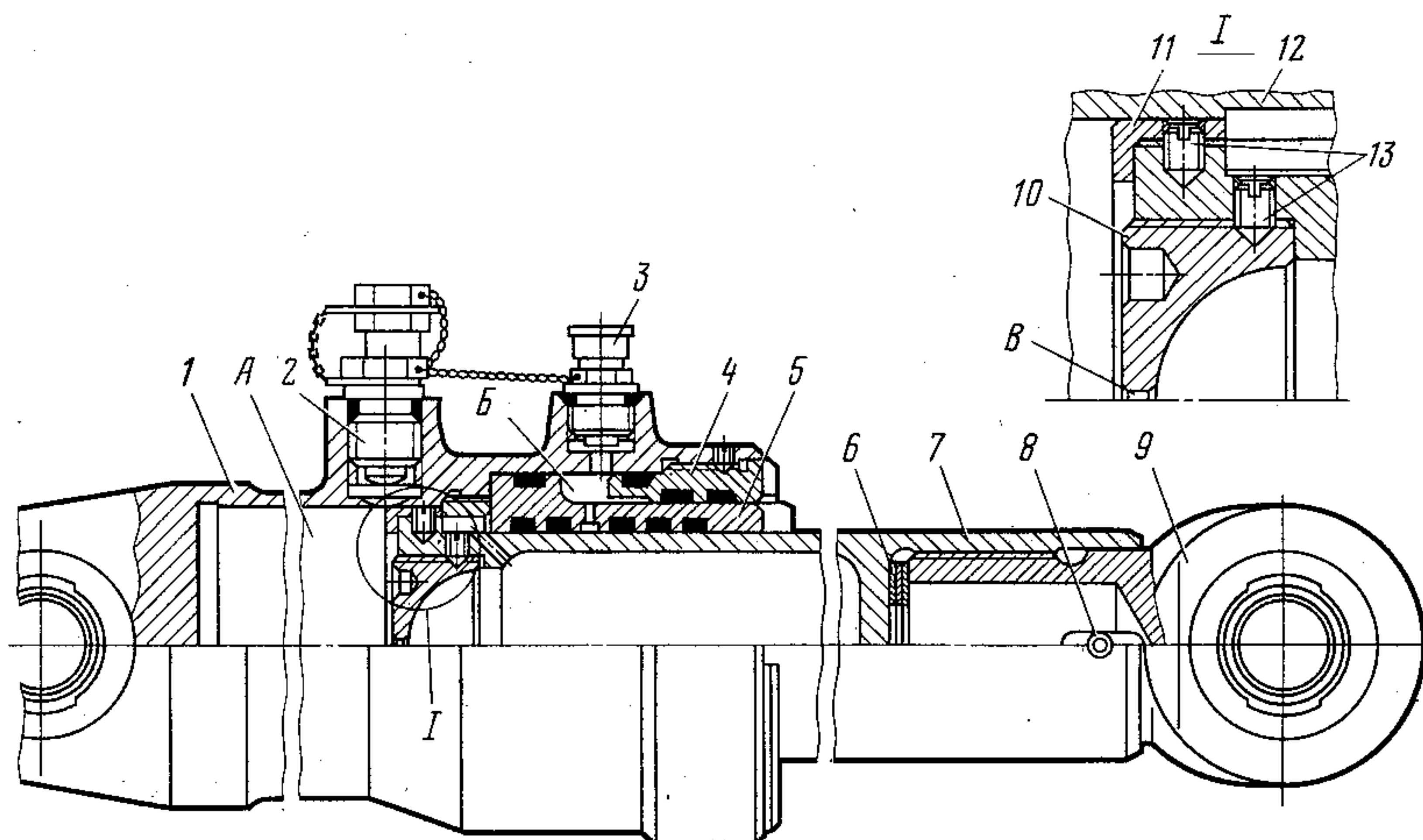


Рис. 90. Стабилизирующий амортизатор:

1 — цилиндр; 2 — зарядный клапан для заполнения полости «А» азотом; 3 — масляный зарядный клапан для заполнения полости В смазкой; 4 — букса с уплотнительными кольцами; 5 — плунжер с уплотнительными кольцами; 6 — регулировочные шайбы; 7 — шток; 8 — штифт; 9 — ухо; 10 — диафрагма; 11 — гайка; 12 — упорная гайка; 13 — стопорные винты; А — полость, заполняемая сжатым азотом; В — полость, заполняемая смазкой; В — дросселирующее отверстие

ляет производить регулировку длины стабилизирующего амортизатора в нужных пределах.

Технические условия на эксплуатацию и монтаж основных опор

1. К эксплуатации допускаются авиационные колеса основных опор, имеющие: порезы трех слоев корда каркаса длиной до 80 мм при расстоянии между порезами не менее 100 мм; вырывы диаметром до 40 мм и глубиной до третьего слоя корда; износ протектора и двух слоев корда каркаса; проколы и мелкие повреждения до третьего слоя корда включительно; сетку старения на поверхности авиационных шин.

2. На самолетах, прошедших подготовку к осенне-зимней навигации, должны быть установлены авиационные шины с четко видимым рисунком протектора.

3. Зазор в стыке полуреборд должен быть: 0,3—2,5 мм для колес КТ-81/3.

4. На барабанах и ребордах колес допускаются: царапины и коррозия глубиной до 1,5 мм; забоины глубиной до 5 мм.

5. На сепараторе подшипников колес допускаются: царапины и риски глубиной до 0,1 мм; забоины на кромках до 0,1 мм; вмятины на кромках до 1 мм.

6. На тормозах колес допускаются: риски, царапины, забоины глубиной до 0,2 мм на нерабочих поверхностях; выработка на шипах дисков до 0,4 мм.

7. На рабочих поверхностях металлокерамических и биметаллических дисков допускаются: потеря подвижности секторов на стальном каркасе дисков; выкрашивание металлокерамики на кромках по всему контуру сектора с распространением на рабочую поверхность до 5 мм от края; температурная усадка секторов; мелкие трещины, не проходящие через всю толщину сектора;

трещины сквозные (на всю толщину сектора) на рабочих поверхностях биметаллических дисков, идущие радиально от наружного диаметра к заклепкам, а также в зоне проточки под кольцом, длиной до 15 мм; коробление по плоскости разъема биметаллических секторов не более 3 мм для тормозов КТ-113-20 и не более 2 мм — для тормозов КТ-81—320 и глубиной до 12 мм; кольцевые выработки на рабочей поверхности секторов глубиной до 1 мм; износ секторов до головок заклепок.

8. Перед установкой тормозных дисков первой категории необходимо удалить защитный лак с поверхностей дисков.

9. Перекос прижимного диска допускается не более 3 мм.

10. На обшивке створок допускаются: механические повреждения, коррозия глубиной до 0,2 мм; плавные вмятины глубиной до 3,0 мм.

11. В узлах навески передних створок и в карданных соединениях тяг с кронштейнами створок допускается люфт не более 3 мм (замер производится посередине створки).

12. В узлах навески створок допускаются: износ болта навески до диаметра 5,92 мм; износ втулки, запрессованной в обойму подшипника, до диаметра 6,08 мм.

13. В соединении тяги с кронштейном раскоса допускаются: износ болта крепления тяги до диаметра 9,85 мм; износ отверстия кронштейна до диаметра 10,1 мм.

14. В карданном соединении тяги с кронштейном створки допускаются: износ валика до диаметра 5,956 мм; износ втулок, запрессованных в проушины кронштейна створки, до диаметра 6,08 мм; износ валика кардана до диаметра 9,85 мм; износ вкладыша кардана до диаметра отверстий 6,08 и 10,03 мм; износ втулок, запрессованных в проушины тяги до диаметра 10,03 мм; люфт шаровых вкладышей подшипников радиальный до 0,06 мм, осевой до 0,15 мм.

15. При выпущенном положении шасси между кромками задних створок должен быть зазор 5—20 мм.

16. При открытых задних створках допускается люфт не более 3 мм (замер производить посередине створки между кронштейнами навески).

17. В деталях задних створок допускаются: износ в узлах навески створок болтов до диаметра 7,85 мм, втулок, запрессованных в подшипники, до диаметра отверстий 8,1 мм, проушин кронштейнов створок до диаметра отверстий 8,2 мм; износ в узле соединения тяги с качалкой редуктора качалки до диаметра отверстия 16,035 мм, наконечника качалки до диаметра отверстия 15,93 мм, проушины наконечника до диаметра отверстия 6,08 мм, шарнирного болта до диаметра отверстия 5,956 мм, втулки, запрессованной в ушко тяги, до диаметра отверстия 6,08 мм; износ в узле соединения тяги с кронштейном створки болта крепления тяги до диаметра 7,945 мм, втулок, запрессованных в проушины кронштейна, до диаметра 8,1 мм; радиальный люфт шаровых вкладышей подшипников до 0,06 мм, осевой до 0,15 мм.

18. На металлических деталях тележки основной опоры допускаются механические повреждения и поверхностная коррозия глубиной до 0,2 мм.

19. Длина нормального заряженного стабилизирующего амортизатора между центрами отверстий проушин должна быть 320 мм.

20. Допускается эксплуатация стабилизирующего амортизатора без дозарядки смазкой ЦИАТИМ-203 при выдвижении плунжера относительно торца буксы не более чем на 3 мм.

21. В положении «Шасси убрано» превышение оси навески тележки над осью вращения амортизационной стойки должно быть в пределах (124 ± 3) мм; продольная ось тележки должна иметь наклон $3^\circ \pm 30'$, что соответствует превышению оси задних колес над осью передних на (52 ± 5) мм. При этом зазоры

между пневматиками и конструкцией гондолы должны быть не менее 20 мм, считая размеры пневматики равными 930×305 мм. Допускается зазор не менее 5 мм между пневматиком (разношенным) и раскосом цилиндра амортизационной стойки в убранном положении шасси. Положение тележки регулируется изменением длины стабилизирующего амортизатора. При этом регулируемое ухо штока стабилизирующего амортизатора должно вворачиваться в шток до упора в шайбы, устанавливаемые между торцом уха и донышком штока. Разрешается торцовка одной из шайб до толщины 0,8 мм.

22. Зазор между стяжной муфтой тормозной проводки и корпусом резинового упора на балке тележки допускается не менее 5 мм.

23. На деталях механизма запирки тележки допускаются забоины, риски, вмятины, коррозия глубиной до 0,2 мм.

24. Допускаются механические повреждения и коррозия на цилиндре амортизатора, полках траверс, узлах навески амортизационной стойки, звеньях шлиц-шарнира глубиной до 0,2 мм.

25. Допускается скопление масла АМГ-10 в виде капель или обволакивающей пленки без отрыва и падения капель из-под уплотнения по штоку стойки.

26. Несимметричность (смещение) петли подвески опоры относительно крюка замка допускается до 3 мм.

27. На трубопроводах тормозной проводки по амортизационной стойке допускаются риски, царапины, коррозия глубиной не более 0,2 мм, вмятины глубиной до 4% диаметра трубопровода.

28. Зазор между трубопроводами в местах отбортовки должен быть не менее 2 мм, а между трубопроводами (шлангами) и подвижными деталями — не менее 10 мм.

29. На внешней поверхности подкоса-подъемника допускаются механические повреждения глубиной до 0,2 мм.

30. Из контрольного отверстия уха штока подкоса-подъемника допускается течь масла АМГ-10 не более 8—10 капель после уборки-выпуска шасси.

31. На механизме управления средними створками допускаются механические повреждения и коррозия глубиной до 0,2 мм.

32. На механизме управления задними створками и замке подвески допускаются: скопление жидкости в виде капель или обволакивающей пленки без отрыва и падения капель из-под уплотнения по штоку замка подвески и штоку цилиндра управления створками; механические повреждения глубиной до 0,2 мм; люфт штока цилиндра створок в сочленении с кронштейном и ведущим рычагом не более 0,3 мм; износ в узлах подсоединения штоков цилиндров — болтов до диаметра 11,93 мм, втулок, запрессованных в отверстия кронштейна и рычага, до диаметра 12,12 мм; люфт шаровых вкладышей: радиальный до 0,06 мм, осевой до 0,15 мм.

33. На промежуточных тягах, узлах их соединения с центральной качалкой и рычагами редукторов допускаются: люфты тяг в узлах соединения с центральной качалкой и рычагами редукторов не более 0,3 мм; износ в соединениях промежуточных тяг с центральной качалкой и рычагами редукторов болтов до диаметра 9,945 мм, втулок в проушинах рычага и качалки до диаметра 10,1 мм.

34. На заднем редукторе, узлах крепления, центральной качалке, тягах створок и узлах их соединения со створками и качалками редукторов допускаются механические повреждения и коррозия глубиной до 0,2 мм.

35. В ушках стабилизирующего амортизатора и упругой тяги допускается осевой люфт шарового вкладыша не более 0,15 мм, а радиальный — не более 0,06 мм.

36. Давление азота в основной амортизационной стойке в зависимо-

сти от ее обжатия, мм (в скобках — видимое зеркало штока, мм) должно иметь значения, кгс/см²:

0 (279)	92 ⁺¹
50 (229)	108 ± 10
100 (179)	131 ± 12
150 (129)	166 ± 14
175 (104)	194 ± 16
200 (79)	227 ± 19
225 (54)	280 ± 22
250 (29)	360 ± 25
275 (4)	507 ± 30

37. Зазоры между деталями должны быть не менее:

между подвижными деталями шасси и каркасом во всех положениях — 10 мм;

между подвижными деталями шасси во всех положениях (выпущенном, убранном, промежуточном и при полностью обжатом штоке амортизационной стойки) — 5 мм;

между болтом кронштейна крепления тормозных тяг и щекой балки — 1 мм;

между ушком стабилизирующего амортизатора и качалкой системы запрокидывания тележки во всех положениях — 1 мм;

между тормозной тягой и тормозным рычагом — 0,7 мм;

между тормозной тягой и тормозным рычагом в убранном и выпущенном положениях шасси — 1 мм, в обжатом на полный ход положении — 0,5;

между качалкой механизма запрокидывания тележки и ухом пружинной тяги — 1 мм;

между кронштейном крепления тормозных тяг и тормозными тягами — 1 мм;

между звеном тормозной проводки и балкой тележки — 1 мм;

между балкой тележки и нижней проушиной пружинной тяги — 1 мм;

между вилкой на амортизационной стойке и трубопроводами тормозной проводки в убранном положении — 2 мм;

между стабилизирующим амортизатором и щеками нижнего звена шлиц-шарнира — 1,5 мм;

между балкой тележки и вилкой на амортизационной стойке в убранном положении — 3 мм;

между дном и стенками проушин траверсы цилиндра амортизационной стойки и узлом навески на крыле во всех положениях — 1 мм;

между проушиной траверсы амортизационной стойки и контуром фрезеровки узла навески в убранном положении — 1,5 мм;

между элементами механизма за-прокидывания тележки, кроме зазоров, оговоренных выше, — 2 мм;

между тормозными тягами и гайками крепления тормозных рычагов в процессе обжатия шасси — 1,5 мм;

между наконечниками передних и задних тормозных тяг в убранном положении шасси — 2,5 мм;

между звеньями тормозной рамки и балкой тележки (а также цилиндром амортизационной стойки) в убранном положении шасси — 5 мм;

между звеньями тормозной проводки и задними проушинами на головке штока в убранном положении шасси — 3 мм;

между звеньями тормозной рамки и головкой штока амортизационной стойки при нейтральном положении опоры с полностью растянутой упругой тягой — 2 мм;

между проушинами цилиндра амортизационной стойки и тягами привода концевого выключателя при полностью выдвинутом штоке — 3 мм.

При проверке зазоров с пневматиками колес необходимо пользоваться макетными размерами 930×305 мм или натурными колесами, но при этом указанные выше минимальные зазоры необходимо соответственно увеличивать.

Для проверки кинематики обжатия из амортизационных стоек и стабилизирующих амортизаторов необходимо полностью стравить давление азота. Стравливание производить медленно, чтобы не вспенивалось масло и не выбрасывалось наружу.

Кинематику обжатия шасси проверять от нейтрального (свободного)

положения тележки до положения, когда ось передних колес превышает ось задних колес тележки на 120 мм для всех обжатий амортизационной стойки до хода 240 мм и с уменьшением превышения передней оси над задней до 105 мм при максимальном обжатии амортизатора на 275 мм.

Зазоры при убранном положении шасси проверять при отсутствии давления в гидросистеме уборки шасси и при давлении 210 кгс/см^2 .

38. При монтаже колес момент затяжки болтов, соединяющих корпус тормоза с тормозными рычагами, должен быть $M_{кр} = (550 \pm 55) \text{ кгс} \cdot \text{см}$.

39. Свободно подвешенная амортизационная стойка (без подсоединенного подкоса-подъемника), отклоненная на $10\text{—}15^\circ$ от вертикали, должна возвращаться в исходное положение.

40. В выпущенном положении длина подкоса-подъемника должна соответствовать кинематическому размеру $L = 1767$ мм и определяется ввинчиванием до упора штока подкоса-подъемника в ухо среднего узла шлиц-шарнира, при этом $M_{кр} = (25000 \pm 2500) \text{ кгс} \cdot \text{см}$.

41. На установленном в линию полета самолете вынос шасси от вертикали, опущенной от оси подвески амортизатора до оси подвески тележки, должен быть (365 ± 10) мм. Разность выноса правой и левой тележек не более 10 мм.

42. Установка основных опор по размеру (4725 ± 5) мм от оси самолета определяется установкой узлов подвески стойки на крыле. Продольный люфт амортизационной стойки на оси вращения должен быть в пределах $0,2\text{—}0,6$ мм, что обеспечивается подбором втулок в узлах навески с различной толщиной буртиков.

43. Разворот тележки в плане допускается до $\pm 15'$, что равно 4 мм на расстоянии 900 мм между осями колес.

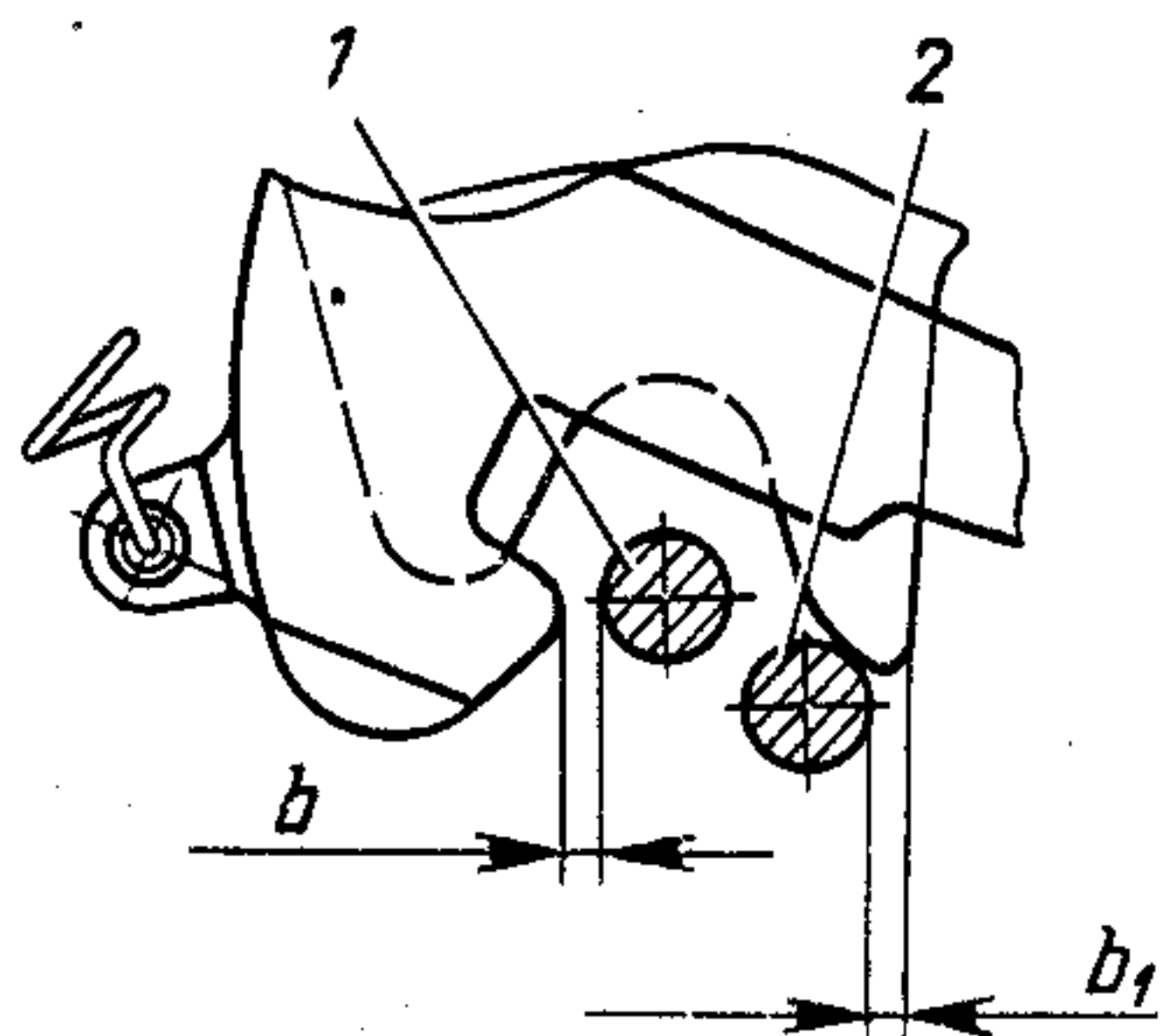


Рис. 91. Положение петли при установке основной опоры на замок подвески:

1 — верхнее крайнее положение петли; 2 — нижнее крайнее положение петли, b — не менее 2 мм на самолетах по № 1210 и 3 ± 1 мм на самолетах с № 1301; b_1 — не менее 2 мм на самолетах по № 1210 и не менее 3 мм на самолетах с № 1301

44. Наклон тележки при виде спереди допускается до $\pm 10'$, что равно 2,5 мм на базе расстояния между торцами оси колес тележки.

45. При регулировке шасси в убранном положении разрешается подрезка нового резинового упора на тележке с обеспечением его обжатия на 2—6 мм.

46. Для обеспечения правильной постановки опоры на замок подвески при его установке необходимо выдерживать следующие условия:

в убранном положении шасси (система под давлением) ролик крюка замка подвески должен быть приподнят над защелкой на (2 ± 1) мм; в убранном положении шасси должно выдерживаться превышение оси навески тележки над осью вращения амортизационной стойки (124 ± 3) мм;

петля навески на амортизационной стойке, отклоненная в оба крайние положения, при заходе в зев замка должна занимать положения, указанные на рис. 91.

47. Резьбовые регулируемые наконечники тяг управления створками не должны выходить за пределы контрольных отверстий на резьбовых стаканах. Запас резьбы на вворачивание резьбовых наконечников должен быть не менее двух «ниток».

48. При крайних положениях механизма управления створками наконечники тяг не должны упираться в сопрягаемые детали. Минимально допустимый зазор должен быть 2 мм.

49. Между резьбовыми наконечниками и вилками качалок или тяг должен быть зазор не менее 0,5 мм во всех положениях механизма управления створок.

50. Минимально допустимые зазоры должны быть не менее: между движущимися деталями механизма управления створками и элементами амортизационной стойки, а также между деталями механизма и неподвижными элементами конструкции — 4 мм;

между качалками переднего редуктора и цилиндром створок — 3 мм; между головкой болта крепления переднего редуктора на верхней качалке и головкой болта соединения цилиндра, рычага редуктора и промежуточной тяги — 3 мм.

51. Передний щиток, средние и задние створки при убранном положении шасси должны плотно прилегать по контуру гондолы шасси. Допускаются уступы: для поперечных кромок (по направлению потока) не более 1 мм и для продольных не более 1,5 мм.

52. Зазоры в стыке между створками, а также между гондолой и створками должны быть следующими:

между передней и задней створками — (2^{+2}) мм;

между правой и левой, передней и задней створками — (2^{+2}) мм;

между щитком и обшивкой у шпангоута № 2 гондолы шасси — (5 ± 1) мм;

между щитком и передней створкой — (3 ± 1) мм;

между передней створкой и обшивкой у лонжерона гондолы — (2 ± 1) мм;

между задней створкой и обшивкой гондолы у шпангоута № 14 — (3 ± 1) мм;

между щитком и продольным профилем, окантовывающим нишу, — (2^{+1}) мм (в случае разворота под-

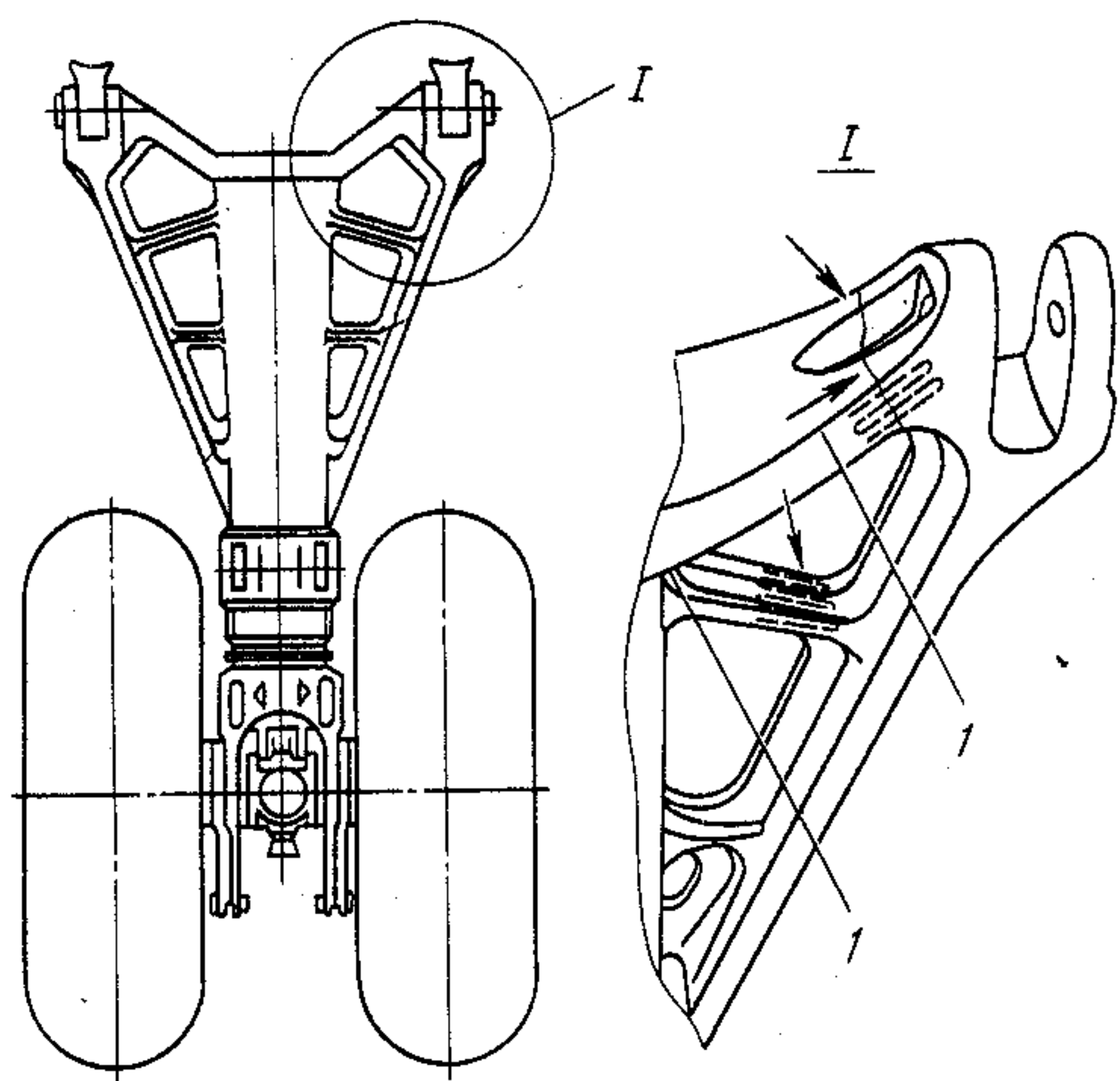


Рис. 92. Зоны контроля основных опор физическими методами контроля:
I — место настройки дефектоскопа

коса-подъемника на шарнире в верхней точке крепления допускается увеличение продольного зазора между щитком и нишей до (4^{+1}) мм; между задней створкой и обшивкой у лонжерона гондолы (5^{+2}) мм. В промежуточном положении (в начале открытия створки) не менее 2 мм.

53. В процессе технической эксплуатации при наработке 8000 полетов (посадок) при каждой периодической форме технического обслуживания необходимо проводить вихре-токовый контроль верхней траверсы и бокового верхнего подкоса (рис. 92) со стороны стойки против направления полета и по полету.

3.12. СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ, ПРОТИВООБЛЕДЕНЕНИЯ КРЫЛА, КИЛЯ И ДВИГАТЕЛЯ

Система кондиционирования

Система кондиционирования обеспечивает нормальные жизненные условия в гермокабине самолета для пассажиров и экипажа как во время полета, так и на земле. Она включает системы обогрева, вентиля-

ции и поддерживает необходимое давление и температуру в гермокабине.

Сжатый воздух система получает от четвертых ступеней второго каскада компрессора каждого двигателя в количестве 3500—4000 кг/ч с избыточным давлением 0,7—6 кгс/см² и температурой 120—300°С. Конкретные параметры поступающего воздуха обуславливаются режимом работы двигателей и высотой полета. В случае отказа в работе одного двигателя сжатый воздух, отбираемый от второго работающего двигателя, обеспечивает нормальную работу системы кондиционирования. В необходимых случаях система может получать сжатый воздух от вспомогательной силовой установки в количестве $(2880 + 180)$ кг/ч при абсолютном давлении $(3,6 \pm 0,1)$ кгс/см² и температуре $(200 \pm 10)^\circ\text{C}$. Наличие на самолете вспомогательной силовой установки позволяет использовать ее для вентиляции и обогрева гермокабины на земле при подготовке самолета к полету, при посадке пассажиров, рулении, взлете до высоты перевода двигателей на номинальный режим.

Система кондиционирования имеет автоматическое и ручное управление, регулирующее необходимую температуру и давление в гермокабине. Встроенная система контроля позволяет следить за расходом воздуха, его температурой как в самой системе, так и в гермокабине, а также за высотой и перепадом давления в кабине с помощью световой и звуковой сигнализации их предельных значений.

Система кондиционирования обеспечивает непрерывную подачу свежего воздуха в гермокабину и выпуск отработавшего воздуха. Воздух поступает в гермокабину сверху через индивидуальные насадки вентиляции и снизу через щели панелей обогрева, что обеспечивает равномерную температуру и достаточную вентиляцию во всех ее точках. Постоянный состав и чистота

воздуха в гермокабине обеспечиваются в результате многократной смены воздуха. На малых высотах обеспечивается 32-кратный обмен воздуха в час, а на высоте 12 000 м — 25-кратный.

Узел охлаждения воздуха в системе вентиляции обеспечивает понижение температуры поступающего воздуха до $+25 \div -15^{\circ}\text{C}$. В гермокабине поддерживается автоматически или регулируется вручную со щитка управления рекомендуемая температура $+20^{\circ}\text{C}$ за счет изменений расхода воздуха по линии обогрева и температуры по линии вентиляции.

Закон изменения давления в гермокабине поддерживается системой автоматического регулирования давления. При изменении высоты полета до 6300 м в гермокабине поддерживается постоянное абсолютное давление в пределах 760 мм рт.ст. На высотах более 6300 м избыточное давление в гермокабине постепенно понижается при сохранении постоянного перепада давлений между гермокабиной и наружной атмосферой ($0,57 \pm 0,02$) кгс/см². При полетах на высоте 12 000 м давление в гермокабине соответствует давлению наружной атмосферы на высоте 2400 м.

Для подключения наземного кондиционера к системе кондиционирования воздуха на самолете имеются два штуцера. Один штуцер установлен на левом борту у шпангоута № 57, а второй — под полом между шпангоутами № 40 и № 41. К штуцеру, расположенному между шпангоутами № 40 и № 41, имеется подход через люк внизу фюзеляжа. При обработке кабины наземным кондиционером воздух должен подаваться в систему вентиляции с температурой не выше 60°C .

Состав и объем (м³) помещений гермокабины, подлежащих кондиционированию, распределяются следующим образом: кабина экипажа — 9,71; передний багажник и буфет — 10,51; вестибюль и гардероб — 11,49;

передний салон пассажирской кабины — 35,6; задний салон пассажирской кабины — 24,2; туалеты — 4,92; задний багажник — 9,8; передний технический отсек — 9,54; задний технический отсек — 9,07. Полный объем гермокабины равен 124,84 м³.

Система вентиляции. Система (рис.93) предназначена для охлаждения поступающего от двигателей воздуха до температуры $-15 \div 25^{\circ}\text{C}$ и подачи его в герметическую кабину и подразделяется на основную и вспомогательную. Основная система обеспечивает вентиляцию и наддув гермокабины воздухом, отбираемым от двигателей самолета. Вспомогательная система предназначена для вентиляции гермокабины при полетах на малых высотах от скоростного напора воздуха, поступающего из заборника во входном канале перед воздуховоздушным радиатором, или от ВСУ при полетах до высоты 3000 м.

Горячий воздух, отбираемый от двигателей, поступает в систему кондиционирования по двум воздухопроводам через гибкие стальные компенсаторы РГТ-8Д2.955.019 и РГТ-8Д2.995.017 и перекрывные заслонки 2517. Каждый воздухопровод разветвляется на два. Объединенные попарно от левого и правого двигателя воздухопроводы образуют две магистрали. По одной из них воздух подается в систему вентиляции, а по другой — в систему обогрева. В воздухопроводах, идущих к системе вентиляции, до их объединения установлены обратные клапаны 509 и ограничители абсолютного давления 2134АТ. К воздухопроводу, идущему по левому борту, перед обратным клапаном подсоединен воздухопровод системы подачи воздуха от ВСУ.

Горячий воздух, отбираемый от двигателей, поступает в систему кондиционирования по двум воздухопроводам через гибкие стальные компенсаторы РГТ-8Д2.995.019, перекрывные заслонки 2517 и по трубопроводам, проложенным по

всей части пилонов мотогондол и в пилонах фюзеляжа, попадают в задний технический отсек. Трубопроводы, идущие по пилонам мотогондол, закрыты съемными обтекателями. В трубопроводах пилонов фюзеляжа установлены обратные клапаны 509, предотвращающие обратное течение воздуха из системы в двигатель в случае остановки одного из них. В местах соединения трубопроводов пилонов мотогондол и пилонов фюзеляжа установлены компенсаторы РГТ-8Д2.995.016. Эти места служат разъемами при снятии мотогондол с фюзеляжа.

В трубопроводе заднего технического отсека, за шпангоутом № 55, воздух от правого и левого двигателей объединяется. Далее одна часть воздуха направляется в систему обогрева по трубопроводу, проходящему через нижнюю часть днища шпангоута и под полом заднего багажного отделения, другая — через ограничители абсолютного давления 2134АТ на днище шпангоута — в узел охлаждения. Ограничители абсолютного давления понижают давление воздуха до $(3,1 \pm 0,3)$ кгс/см².

После ограничителей абсолютного давления воздухопроводы объединяются и подводятся к воздуховоздушному радиатору (ВВР). Охлажденный воздух до температуры $35 \div 75^\circ\text{C}$ и ниже поступает в турбохолодильник (ТХ) 1621, где он вторично охлаждается до температуры $+25 \div -15^\circ\text{C}$. От ТХ воздух поступает в регулятор избыточного давления 4833, который поддерживает избыточное давление воздуха на выходе $(0,1 \pm 0,3)$ кгс/см². Затем воздух последовательно проходит глушитель шума 507Т, мерную шайбу, два обратных клапана и идет по коробам и трубопроводам вентиляции в кабины. Обратные клапаны под действием потока воздуха закрываются. Во избежание переохлаждения воздуха на выходе ТХ при низкой температуре окружающей среды в системе венти-

ляции имеются два обводных канала с перекрывающимися заслонками распределителей 514; 1408, открывая которые можно перепускать горячий воздух, минуя ТХ или ВВР и ТХ одновременно. При работе системы вентиляции в полете ВВР продувается скоростным напором воздуха. Эффективность его увеличивается, если работает ТХ. Заслонка выходного канала ВВР при этом должна быть открыта.

Воздух из системы вентиляции в гермокабину подается через щели, патрубки и насадки индивидуальной вентиляции, к которым он поступает по коробам и воздухопроводам. Общий короб большого сечения идет от шпангоута № 55 до шпангоута № 47, затем разветвляется на два короба, идущих в багажных полках. От коробов идут ответвления, снабжающие воздухом насадки индивидуальной вентиляции и патрубки раздачи. В коробе имеются три щели. По одной из них воздух поступает для обдува аппаратуры, расположенной по левому борту, а по двум другим — в туалеты. Короб правой багажной полки продлен до буфета, до места работы бортпроводника. На этом коробе установлены три насадка индивидуальной вентиляции.

От шпангоута № 45 в верхней части фюзеляжа идут две ветви воздухопровода, через которые воздух подается в кабину экипажа. В районе шпангоутов № 16 и № 17 эти ветви объединяются в один воздухопровод, который заканчивается ручной заслонкой в кабине экипажа. Вблизи ручной заслонки имеются трубопроводы, подающие вентиляционный воздух к рабочим местам пилотов. На концах трубопроводов установлены насадки индивидуальной вентиляции. Перед ВВР к общей магистрали подсоединена система обогрева вспомогательной силовой установки.

Система обогрева. Система (см. рис. 93) предназначена для обогрева пассажирских салонов, кабины

экипажа, остекления фонаря пилотов и штурмана, туалетных помещений, статических штуцеров, штуцеров слива и заправки водяного бака, переднего вестибюля, кухни, дренажных отверстий фюзеляжа и ВСУ. Принцип работы системы заключается в подводе горячего воздуха к обогревным панелям, смешивании его с кабинным воздухом и раздаче его из патрубков и щелей по гермокабине.

Воздух для системы обогрева отбирается от четвертой ступени второго каскада компрессора двигателя. В воздухопроводах отбора воздуха от каждого двигателя установлены заслонки 2517, служащие одновременно и для подачи воздуха в систему вентиляции. Горячий воздух, пройдя установленные в воздухопроводе отбора воздуха обратные клапаны 509, через входную перекрывающую заслонку 2517 поступает в основной магистральный воздухопровод обогрева. В основной магистрали воздух, пройдя регулятор избыточного давления 4832, служащий для поддержания постоянного избыточного давления на $(0,13 \pm 0,03)$ кгс/см² выше давления воздуха в гермокабине, распределительные заслонки 514Б и групповые эжекторы, поступает в обогревные панели I и II салонов, туалетные помещения. Далее по основной магистрали горячий воздух через регуляторы поступает в воздухопроводы обогрева кабины экипажа, фонаря пилотов и штурмана, переднего вестибюля и кухни. До поступления воздуха на обогрев гермокабины предварительно снижается его температура с помощью эжекторов до $75 \div 85^\circ\text{C}$. Температура за эжекторами обогрева кабины экипажа и стекол $75 \div 85^\circ\text{C}$, в панелях обогрева салонов до 70°C , в туалетных помещениях $40 \div 60^\circ\text{C}$.

На отдельных самолетах, номера которых указаны в технической документации, эжекторы не устанавливаются, их роль выполняют отверстия диаметром 2 мм.

Температура воздуха регулируется по прибору УРВ-1500, задатчиком которого является мерная шайба. Путем изменения расхода воздуха в системе обогрева поддерживают необходимую температуру в гермокабине.

Расход воздуха измеряется в условных единицах и равен 6 — 12 в зависимости от условий полета. Одна условная единица соответствует 155 кг/ч воздуха до высоты полета, равной 10 000 м, и 105 кг/ч воздуха на высоте полета более 10 000 м.

Цель обогрева ВСУ — обеспечение надежного запуска двигателя ТА-8 в полете и при кратковременной стоянке самолета. Для обогрева ВСУ используется горячий воздух, отбираемый от общей магистрали системы кондиционирования перед ВВР в районе подсоединения обводного воздухопровода ВВР и ТХ. В точке отбора температура воздуха $150 \div 200^\circ\text{C}$, а абсолютное давление (при $H=0$) $(3,1 \pm 0,3)$ кгс/см².

Система дает возможность подавать в отсек ВСУ до 50 кг/ч воздуха с температурой $80 \div 120^\circ\text{C}$. На общей магистрали обогрева ВСУ установлен регулятор подачи воздуха 1408. В зоне установки ВСУ магистраль разветвляется на два воздухопровода. На каждом воздухопроводе установлены эжекторы, которые имеют патрубки для создания направления потока воздуха. Из одной ветви воздух подается на обогрев топливного насоса, а из другой — на обогрев испарительной камеры ВСУ. Система обогрева ВСУ включается автоматически после взлета и работает только в полете. Включается и выключается система с помощью концевых выключателей, срабатывающих от обжатия основных стоек шасси.

При запуске ВСУ в полете система обогрева автоматически выключается путем закрытия заслонки обогрева 1408.

Система противообледенения крыла, киля и двигателя

Для надежной защиты самолета от обледенения и обеспечения безопасности полетов в условиях обледенения самолет оснащен воздушно-и электротепловыми противообледенительными устройствами.

Лобовые части крыла и киля (рис. 94) обогреваются горячим воздухом, отбираемым от пятой ступени второго каскада компрессора двигателя. В магистрали отбора воздуха от каждого двигателя установлены перекрывные заслонки 2517 и обратные клапаны 510. Внутри фюзеляжа по воздухопроводу часть горячего воздуха идет на обогрев носка крыла, другая часть — на обогрев киля. В случае отказа в работе одного двигателя обогрев носков

крыла и киля обеспечивается от другого работающего двигателя. Температура воздуха на входе в крыло замеряется с помощью термометра ТЦТ-13, датчик которого расположен на входе горячего воздуха в носок правой консоли крыла. Допустимая температура горячего воздуха должна быть не более 230°C .

Внутренние полости носков крыла и киля разделены продольной стенкой на две камеры «А» и «Б», сообщающиеся между собой через каналы гофра верхней и нижней гофрированных панелей, проложенных на внутренней части обшивки по всей длине носка.

Горячий воздух, поступающий по воздухопроводу в камеру «А», проходит по каналам гофра, расположенным между направляющим экраном

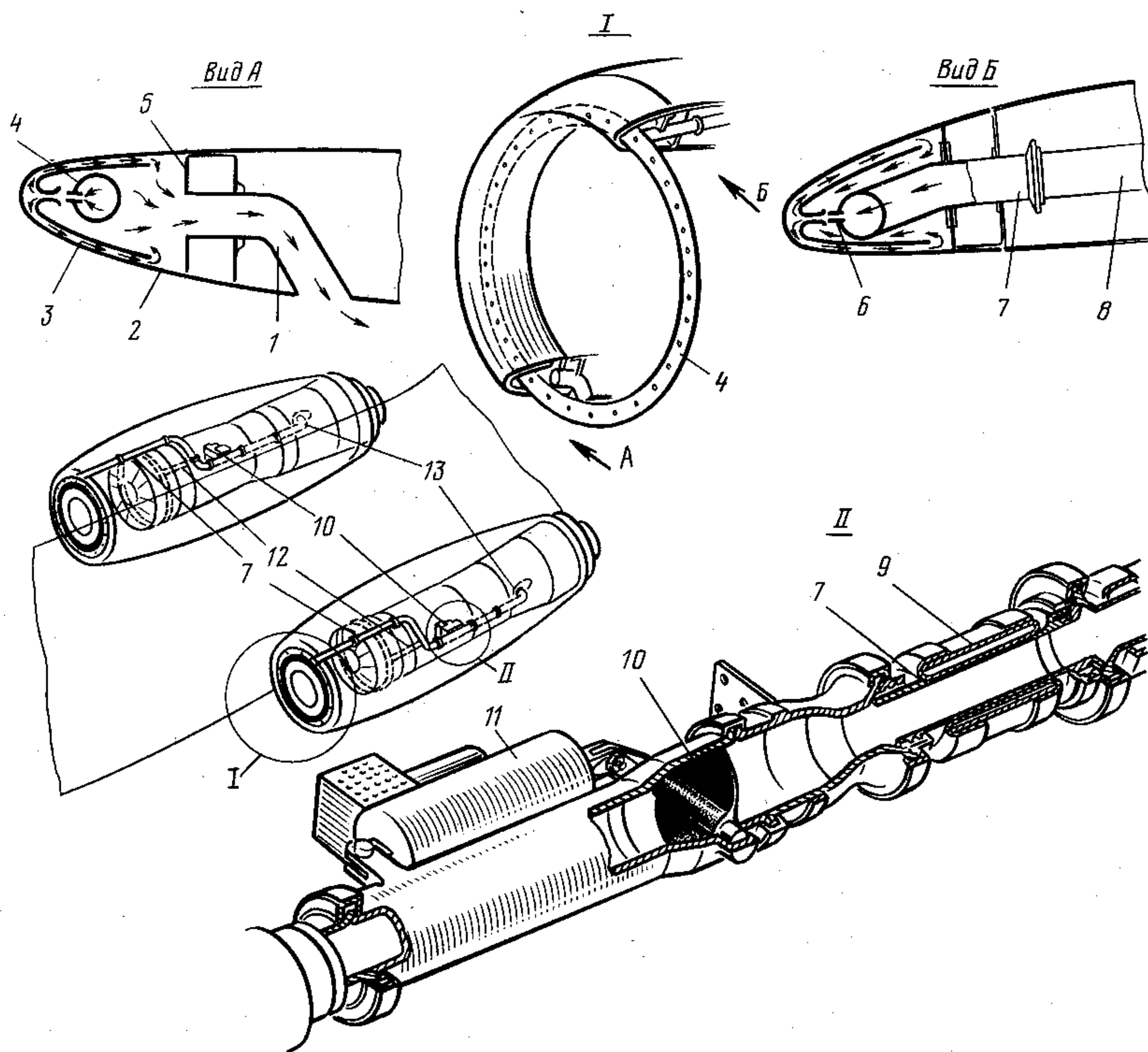


Рис. 94. Система противообледенения крыла и киля:

1, 12 — камеры «Б»; 2 — гофрированная панель; 3, 13 — продольные стенки; 4, 16 — камеры «А»; 5, 10, 17, 19 — экраны; 6, 15 — обшивка носка; 7 — воздухопровод для корневой части носка; 8 — пружина; 9 — заслонка; 11 — корпус обратного клапана; 14 — гофрированные панели; 18 — оплетка; 20 — фланец; 21 — стакан; 22, 24 — компенсаторы; 23, 27 — перекрывные заслонки; 25 — электромеханизм; 26 — воздухопровод; 28 — обратные клапаны

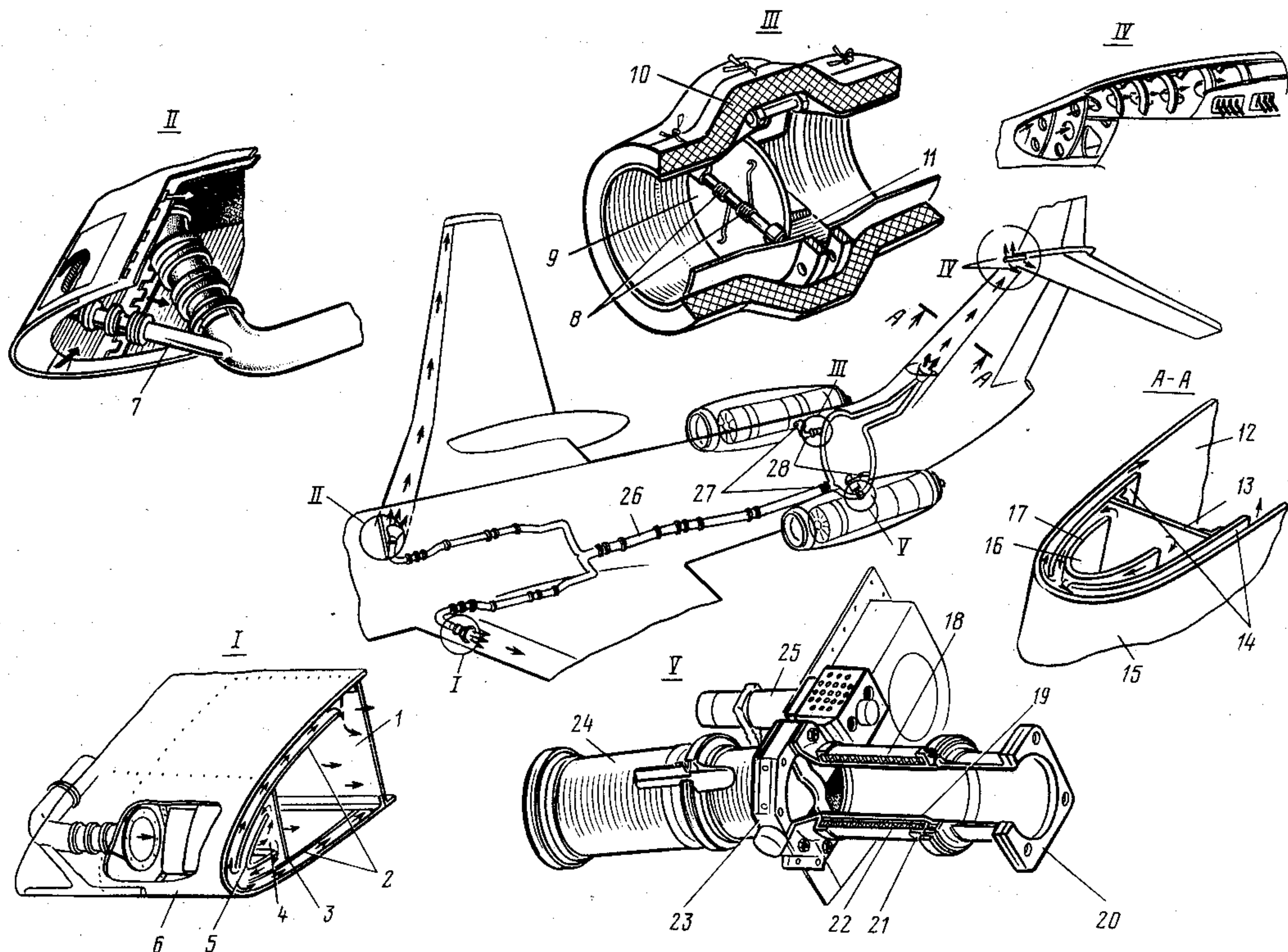


Рис. 95. Система противообледенения воздухозаборников и входных устройств двигателей: 1 — выходной канал; 2 — обшивка носков воздухозаборника; 3 — гофрированные панели; 4 — коллектор; 5 — задняя стенка носка; 6 — насадок; 7, 12 — воздухопроводы; 8 — термopapa; 9 — теплоизоляция; 10 — перекрывающая заслонка; 11 — электромеханизм; 13 — трубопровод отбора воздуха

и гофрированными панелями, к передней кромке носка, а затем по каналам гофра, расположенным между обшивкой носка и гофрированными панелями, выходит в камеру «Б», обогревая всю поверхность обшивки носка. Из камеры «Б» воздух, использованный в крыле, выходит в атмосферу через жабы концевого обтекателя крыла, а воздух, использованный в киле, — через жабы концевого обтекателя киля.

В зоне заднего багажника воздухопровод выполнен из коррозионно-стойкой стали, а весь остальной — из дюралюминиевых сплавов. Воздухопровод на участках от двигателей до выхода из гермокабины выполнен из коррозионно-стойкой стали, а остальной — из дюралюминиевых сплавов. Под полом гермо-

кабины для компенсации температурных деформаций установлены два сварных рукава сифонного типа. На участках от двигателей до перекрывающих заслонок и за ними для компенсации температурных деформаций установлены четыре гибких сварных герметических рукава РГТ-8Д2.995.017 и РГТ-8Д2.995.019.

Противообледенительная система двигателей (рис. 95) обеспечивает защиту от обледенения носков воздухозаборников, лопаток ВНА и коков двигателей. Для противообледенения используется горячий воздух, отбираемый из-за 5-й или 10-й ступеней второго каскада компрессора каждого двигателя в зависимости от его режима работы.

На внутренней поверхности обшивки носка воздухозаборника проложены два гофрированных листа,

которые образуют равномерно расположенные поперечные каналы по всему контуру носка. Внутри носка установлен коллектор, представляющий собой металлический трубопровод, изготовленный в виде замкнутого кольца. По всей окружности коллектора равномерно расположены насадки (сопла). В верхней части к коллектору подсоединен воздухопровод системы подачи горячего воздуха. Внутренняя полость носка воздухозаборника имеет четыре отводных канала, которые проходят через заднюю стенку носка и выходят за обшивку нижней части мотогондолы. В зоне установки перекрытой заслонки от воздухопровода отводится трубопровод на обогрев лопаток ВНА и кока. Переключение отбора воздуха с 10-й ступени на 5-ю — автоматическое.

Противообледенительная система двигателя включается с помощью перекрывной заслонки с электромеханизмом ЭПВ-150М. Открытие заслонок осуществляется переключателем 2ВГ-15К, установленным на правой панели верхнего электрощитка. При открытой заслонке горячий воздух через насадки коллектора проходит в кольцевую щель, образованную гофрированными листами. Проходя по каналам гофра, воздух нагревает обшивку и выходит во внутреннюю полость носка. Часть воздуха за счет разрежения около насадков подсасывается в щель, а основная часть воздуха выходит в окружающую среду через отводные патрубки. Одновременно при открытой заслонке воздух поступает по трубопроводу на обогрев лопаток ВНА и кока двигателя.

Технические условия на эксплуатацию и монтаж систем

1. При замене масла в ТХ не допускается попадание его на обшивку самолета.

2. Уровень масла в ТХ должен быть по верхней риску указателя.

3. На компенсаторах РГТ-8Д2.995.017, РГТ-8Д2.995.019 допускаются плавные вмятины, мелкие забоины, не вызывающие деформацию гофров, разрывы до 30 отдельных проволок по всей длине компенсатора, разрывы или истирание четырех соседних прядей металлической оплетки.

4. Стрелки на стаканах компенсаторов должны совпадать с направлением воздушного потока (от двигателя к борту фюзеляжа).

5. На патрубках и воздухопроводах пилонов допускаются: риски, забоины и потертости длиной не более 50 мм и глубиной не более 0,1 мм; плавные вмятины размером до 10% внешнего диаметра патрубка и площадью не менее 100 см².

6. На хомутах крепления компенсаторов к патрубкам систем допускается коррозия глубиной не более 0,1 мм, подлежащая удалению.

7. Время полной перекладки из одного крайнего положения в другое должно составлять;

заслонок распределителей воздуха 514(1408), установленных на обводных трубопроводах ВВР и ТХ, — 15—20 с;

заслонки выходного канала ВВР — 1—2 с;

заслонки 513 вентиляции на малых высотах — 15—50 с;

заслонки регулятора подачи воздуха 1408, установленного в трубопроводе обогрева ВСУ, — 15—50 с;

заслонки регулятора подачи воздуха 1408, установленного в трубопроводе связи системы обогрева с системой кондиционирования от ВСУ, — 15—50 с;

перекрывной заслонки 2517, установленной в линии обогрева на днище шпангоута № 55, — не более 6 с;

заслонки регулятора подачи воздуха 1408, установленного в линии обогрева фонарей, — 15—50 с;

заслонки регулятора подачи воздуха 1408, установленного в линии обогрева кабины экипажа, и заслонок распределителей воздуха 514, установленных в линиях обогрева

переднего и заднего пассажирских салонов, — 15—50 с.

8. На обечайке воздушно-воздушного радиатора 1615 допускаются не более трех трещин общей длиной не более 50 мм, подлежащие кислородно-ацетиленовой сварке (КАС).

9. На трубопроводах и патрубках систем допускаются: не более одной трещины длиной до 50 мм в сечении трубопровода, подлежащей КАС; риски, забоины, царапины, потертости длиной не более 50 мм и глубиной не более 0,15 мм, подлежащие зачистке с утонением стенки не более 0,2 мм; плавные вмятины глубиной до 10% наружного диаметра трубопровода и площадью до 100 см², подлежащие правке; гофры на внутренней стороне криволинейного участка трубопровода высотой не более 1,5% наружного диаметра, шириной 4—6 мм и на расстоянии 6—8 мм друг от друга.

10. На полисилоксановых патрубках (ПТС) допускаются: разрывы и потертости на глубину не более одного слоя стеклоткани на наружной поверхности; расслоение и разрывы материала по торцам ПТС на глубину не более 5 мм; увеличение наружного диаметра патрубка не более чем на 10% в зоне установки хомутов крепления.

11. Моменты затяжки пружинных хомутов крепления ПТС должны быть: для хомутов диаметром 80 мм — 35—40 кгс·см; для хомутов диаметром 100 мм — 25—30 кгс·см.

12. Стяжные тросы хомутов должны стягивать соединяемые трубопроводы с усилием 2—3 кгс.

13. Непараллельность тросов и оси трубопровода должны быть не более 3 мм на длине 180 мм.

14. При затяжке стяжных тросов хомутов не допускается деформация стаканов трубопроводов.

15. На обогревных панелях I и II пассажирских салонов допускаются порывы облицовки обогревных панелей длиной не более 50 мм, подлежащие текущему ремонту.

16. Концы труб, агрегатов и штуцеров, поступающих на монтаж, должны быть заглушены.

17. Перед установкой на самолет новые агрегаты и трубопроводы должны быть предварительно расконсервированы и проверены на отсутствие посторонних предметов во внутренних полостях.

18. При стыковке труб с помощью шлангов ПТС следить за тем, чтобы концы труб не имели острых кромок и заусенцев, которые могут повредить внутренний слой резины. Стык трубопровода должен быть посередине ПТС, а расстояние между обрезом шланга и хомутом должно быть не менее 5 мм. Необходимо, чтобы отдельные участки трубопроводов на стыках были соосны.

3.13. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА В ГЕРМОКАБИНЕ

Общие сведения о системе

Система автоматического регулирования давления воздуха в гермокабине (рис. 96) предназначена для поддержания давления в кабине в зависимости от высоты полета. На самолете установлены две системы автоматического регулирования давления воздуха: основная и дублирующая. Обе системы выполнены по пневматическому принципу и управляют работой выпускных клапанов 2176Г и регуляторов давления 469Р, сбрасывающих воздух из герметической кабины.

Основная система. Она обеспечивает:

постоянное абсолютное давление в гермокабине до высоты 6300 м в пределах 525—806 мм рт. ст.;

введение необходимых поправок, связанных с изменением барометрического давления аэродрома, что дает возможность при взлете и посадке самолета иметь в гермокабине давление, близкое к аэродромному. Разность давлений между гермока-

биной и окружающей средой при этом может быть 8—20 мм рт. ст.; при полете на высотах выше 6300 м избыточное давление в герметической кабине, превышающее атмосферное на этих высотах на $(0,57 \pm 0,02)$ кгс/см²;

регулировку скорости изменения давления в гермокабине в пределах от $(0,18 \pm 0,045)$ до $(0,5 \pm 0,125)$ мм рт. ст./с;

ограничение избыточного давления между гермокабиной и окружающей средой до 0,63 кгс/см²;

регулировку давления в гермокабине в зависимости от высоты полета (рис. 97);

ограничение отрицательного избыточного давления до 8 мм рт. ст.;

разгерметизацию гермокабины путем аварийного и замедленного сбросов давления соответственно в аварийных случаях и при посадке на высокогорные аэродромы.

Система включает в свой состав следующие агрегаты:

1. Командный прибор, автоматический регулятор давления 2077, который служит для поддержания заданного графика давления в гермокабине и скорости изменения давления в ней. Он управляет тремя выпускными клапанами 2176Г. Регулятор представляет собой металлический прямоугольный корпус, в котором смонтированы узлы абсолютного, избыточного давлений и скорости изменения давления. На крышке прибора расположены три шкалы для настройки узлов прибора, три ручки настройки и трехходовой кран.

Ручкой «Избыточное давление» настраивается узел избыточного давления по шкале прибора на значение 0,57 кгс/см². Ручкой «Начало герметизации» по шкале прибора устанавливается давление аэродрома вылета при взлете и давления аэродрома посадки перед снижением

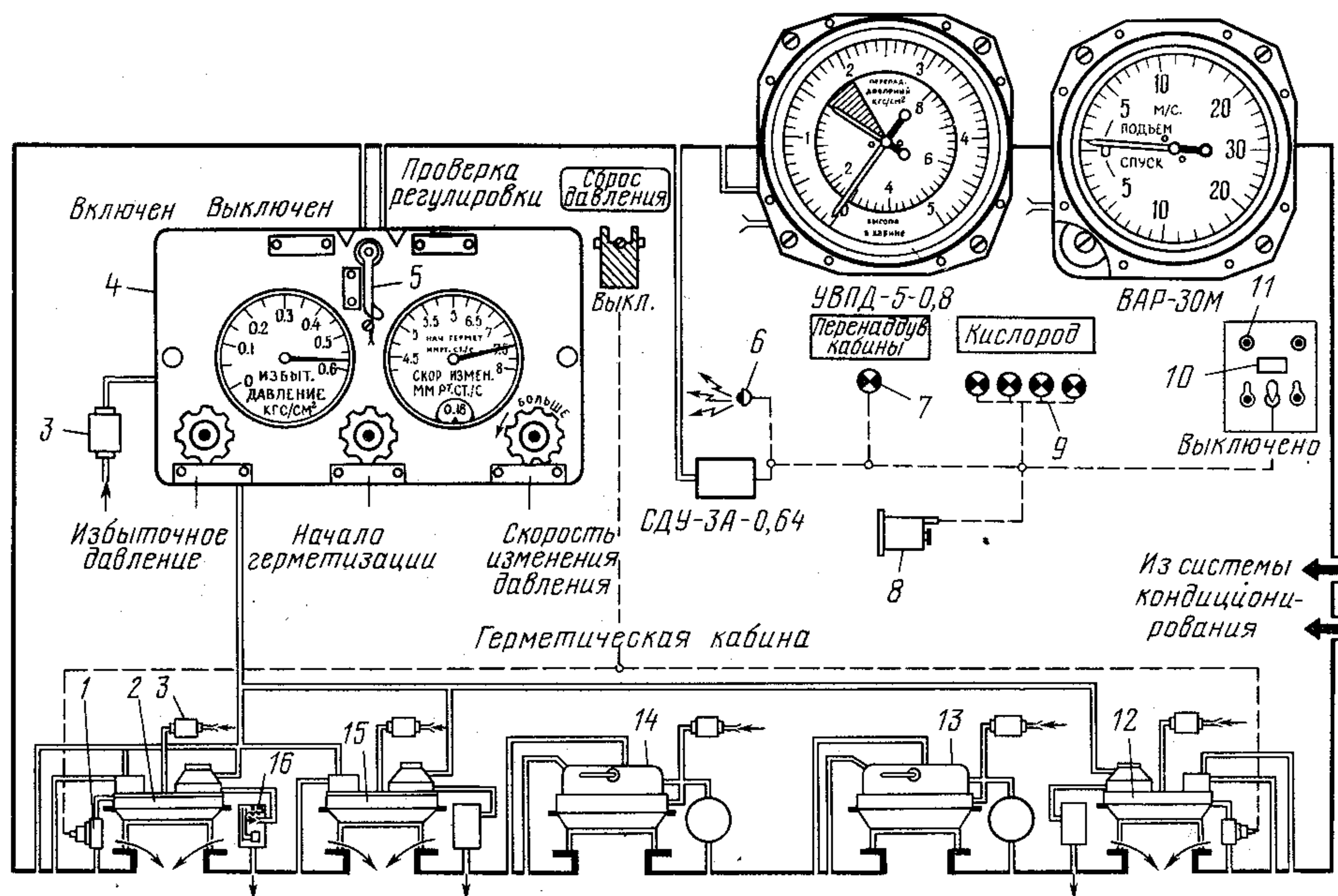


Рис. 96. Схема системы регулирования давления в гермокабине:

1 — соленоидный клапан; 2 — выпускной клапан № 1; 3 — воздушные фильтры; 4 — регулятор давления; 5 — трехходовой кран; 6 — сирена; 7 — аварийный светосигнализатор перенадува кабины; 8 — ВС-46; 9 — предупреждающий светосигнализатор высоты в кабине самолета; 10 — прерывистая сигнализация; 11 — кнопки контроля сигнализации опасной высоты в кабине; 12 — выпускной клапан № 3; 13 — регулятор давления № 2; 14 — регулятор давления № 1; 15 — выпускной клапан № 2; 16 — регулятор абсолютного давления

самолета с эшелона, что дает возможность получить нулевое избыточное давление в кабине после посадки. Ручкой «Скорость изменения давления» устанавливается по шкале значение 0,18 мм рт. ст./с, что обеспечивает изменение высоты в кабине при наборе высоты (до включения узла избыточного давления) и при снижении самолета со скоростью 2—3 м/с.

Трехходовой кран имеет три положения: «Включен», «Выключен», «Проверка регулировки». В полете он установлен в положение «Включен». При отказе прибора 2077 в полете и при проверке кабины на герметичность основную систему автоматического регулирования давления выключают установкой крана в положение «Выключен». При проверке регулировки узла избыточного давления кран устанавливают в положение «Проверка регулировки».

Для предотвращения отказов прибора 2077 на входе в cabinный штуцер установлен фильтр 11ВФ-12-1. Фильтр расположен под прибором, который установлен за креслом второго пилота.

2. Выпускной клапан 2176Г является исполнительным механизмом командного прибора, обеспечивает выход воздуха из гермокабины при регулировании заданного давления на приборе 2077, ограничивает избыточное давление в кабине значением $(0,63 \pm 0,02)$ кгс/см², впускает атмосферный воздух в гермокабину, если давление в ней становится меньше атмосферного, что может быть при экстренном снижении. Отрицательное избыточное давление в гермокабине, получаемое при этом, составляет не более 8 мм рт. ст. На самолете установлены три клапана: два из них под полом у шпангоутов №№ 11—13 по правому борту (у служебной двери) и один под полом перед шпангоутом № 55.

3. Электромагнитный клапан 1160 предназначен для управления выпускным клапаном 2176Г при принудительном сбросе давления из

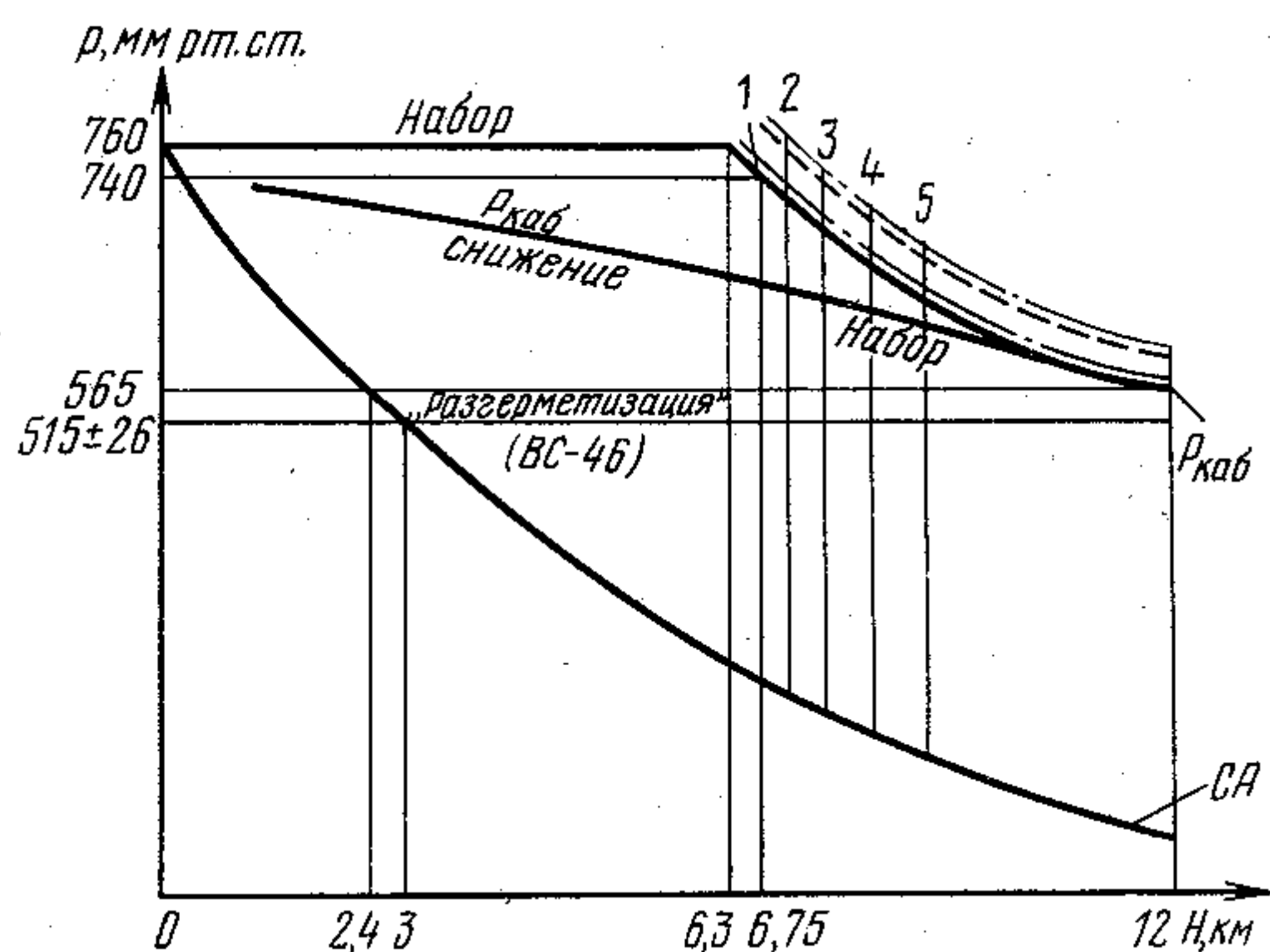


Рис. 97. Изменение давления в гермокабине:

1 — $\Delta p_{\text{каб}} = (0,57 \pm 0,02)$ кгс/см² (2077 + 2176Г);
2 — $\Delta p_{\text{каб}} = (0,58 \pm 0,02)$ кгс/см² (469Р); 3 — $\Delta p_{\text{к}} = (0,63 \pm 0,02)$ кгс/см² (2176Г); 4 — $\Delta p = 0,64$ кгс/см² (СДУ-3А-0,64)

гермокабины, что необходимо перед вынужденной посадкой вне аэродрома, при наличии остаточного избыточного давления в гермокабине после посадки, а также при включении вентиляции на малых высотах. Клапаны открываются при включении переключателя «Сброс давления» на щитке управления системой кондиционирования. На самолете имеются два таких клапана: один управляет выпускным клапаном 2176Г, установленным у шпангоутов № 11—13, другой управляет клапаном 2176Г, установленным у шпангоута № 55. Клапаны 1160 установлены рядом с выпускными клапанами 2176Г.

4. Регулятор абсолютного давления воздуха 1314 В является пневматическим устройством и предназначен для поддержания минимального абсолютного давления в гермокабине, равного (515 ± 26) мм рт. ст. (что соответствует атмосферному давлению на высоте 3000 м). Регулятор 1314В управляет выпускным клапаном 2176Г на прикрытие его, если он завис в открытом положении, и способствует разгерметизации гермокабины. При разгерметизации кабины и утечке воздуха из других мест клапан 2176Г, управляемый своим регулятором 1314В, закрывается, тем самым

уменьшается падение давления в гермокабине. На самолете установлены три регулятора 1314В, расположенных рядом с выпускными клапанами 2176Г.

Дублирующая система. Она обеспечивает: ● постоянное абсолютное давление в гермокабине (760 ± 30) мм рт. ст. до высоты 6425 м; ● постоянное избыточное давление в гермокабине $(0,58 \pm 0,02)$ кгс/см² на высоте полета более 6425 м; ● скорость изменения давления в гермокабине в пределах 0,15—0,3 мм рт. ст./с; ● ограничение отрицательного избыточного давления значением 5 мм рт. ст. Система состоит из двух регуляторов давления 469Р. В конструкцию регулятора входят ● командный прибор с узлами абсолютного и избыточного давлений, ● выпускной клапан, ● трехходовой кран и демпфер.

Командный прибор управляет выпускным клапаном, поддерживающим абсолютное давление (760 ± 30) мм рт. ст. и избыточное давление $(0,58 \pm 0,02)$ кгс/см² путем сброса в окружающую среду из гермокабины определенной порции воздуха. Демпфер управляет выпускным клапаном, ограничивая скорость изменения давления в гермокабине значениями 0,15—0,3 мм рт. ст./с. Выпускной клапан при экстренном снижении сообщает кабину с окружающей средой, ограничивая отрицательный перепад (5 мм рт. ст.). Трехходовой кран позволяет отключить регулятор при проверке кабины на герметичность, проверить настройку узла избыточного давления и включить командный прибор. При работе агрегата ручка трехходового крана должна быть всегда повернута до отказа по часовой стрелке и застопорена. Регуляторы 469Р установлены между шпангоутами № 11 и № 13 под полом и над полом у шпангоута № 55 (в заднем багажнике).

Контроль за работой систем. Системы автоматического регулирования давления воздуха в гермокабине

контролируются по приборам УВПД-5-0,8 и кабинному вариометру ВАР-30М, установленным на приборной доске второго пилота.

Сигнализация перенаддува кабины срабатывает при избыточном давлении в гермокабине 0,64 кгс/см². Световая сигнализация — красная лампочка на приборной доске второго пилота мигает. Звуковая сигнализация — сирена. Сигнализация включается от сигнализатора давления СДУ-ЗА-0,64, установленного на шпангоуте № 4 кабины. Выключатель сирены «Прерывистая сигнализация» находится на правом пульте. Проверка сигнализации производится кнопкой «Перенаддув», расположенной на правом пульте.

Сигнализация падения давления в гермокабине срабатывает при достижении высоты в гермокабине (3000 ± 150) м, при этом включаются в мигающем режиме 4 желтые лампочки «Кислород» и прерывисто звучит сирена. Лампы установлены на левом и правом бортах кабины пилотов и приборной доске штурмана. Выключатель сирены «Прерывистая сигнализация» и кнопка проверки сирены и ламп «Падение давления» находятся на правом пульте. Сигнализация падения давления включается высотным сигнализатором ВС-46, настроенным на высоту в кабине 3000 м. Он установлен под щитком управления системой кондиционирования на правом борту кабины.

Технические условия на эксплуатацию

1. На патрубках сброса давления воздуха из гермокабины допускаются: риски, забоины, царапины, потертости глубиной не более 0,15 мм и длиной не более 50 мм, подлежащие зачистке с уменьшением толщины стенки патрубка не более 0,2 мм; не более одной трещины длиной до 50 мм в сечении патрубка, подлежащей засверловке

сверлом диаметром 2 мм и последующей КАС; не более двух вмятин глубиной до 3 мм на 1 м длины патрубка; коррозия глубиной не более 0,1 мм, подлежащая зачистке с последующим восстановлением защитного покрытия.

2. Время опускания тарелок выпускных клапанов должно быть: для агрегата 2176Г—30—65 с; для агрегата 469Р—15—30 с.

3. На штуцерах агрегатов 2176Г и 469Р допускаются отдельные повреждения резьбы штуцеров длиной до 5 мм на разных нитках в числе не более трех. Резьба штуцеров, имеющая повреждения, подлежит калибровке.

4. Момент затяжки гаек стяжных хомутов крепления агрегатов 2176Г, 469Р должен быть $(15 \pm 1,5)$ кгс·см.

5. Ручка трехходового крана агрегата 2077 должна находиться в положении «Включено», застопорена и опломбирована.

6. Ручка трехходового крана агрегата 469Р должна быть застопорена, опломбирована и находиться в рабочем положении (повернута по часовой стрелке до упора).

7. На агрегатах 2077, 2176Г, 469Р допускаются механические повреждения (кроме резиновых мембран выпускных клапанов) глубиной не более 1 мм.

8. На тарелках и седлах агрегатов 2176Г, 469Р не допускается загрязнений.

9. Запрещается применять для очистки тарелки и седла агрегатов 2176Г, 469Р шлифовальную шкурку или металлические предметы.

10. На трубопроводах, идущих от агрегатов 2077, 2176Г, 469Р, допускаются: риски, забоины, царапины, потертости глубиной не более 0,1 мм; гофр высотой не более 10% наружного диаметра трубопровода.

11. Гермокабина считается герметичной, если время падения давления в кабине с 0,57 до 0,1 кгс/см² будет не менее 25 мин.

12. После снятия трубопроводов, шлангов, агрегатов с самолета или их поступления на самолет открытые концы штуцеров и труб должны быть заглушены.

3.14. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Общие сведения о системе

Топливная система представляет собой конструктивно-энергетический комплекс, предназначенный для хранения, обеспечения бесперебойного питания двигателей топливом при любых режимах их работы на самолете.

Все топливо самолета в объеме 16 500 л размещается в шести отсеках кессонной части крыла — кессон-баках, стенками которых являются I и II лонжерон и обшивка крыла, загерметизированных специальным герметиком. На самолетах с вариантом полной заправки 18 000 л часть топлива — 1500 л — размещается в двух мягких баках, установленных в центроплане самолета.

Дренажная система связывает баки с окружающей средой, предотвращая возникновение избыточного давления на стенки баков при любых эволюциях самолета. Наддув баков от скоростного напора исключает закипание топлива при применении широкофракционного сорта топлива.

Система подачи топлива к двигателям выполнена раздельной. Левый двигатель и двигатель ВСУ питаются из баков левого полукрыла, а правый — из баков правого полукрыла. Топливо поступает в двигатели из расходных отсеков вместимостью по 400 л, находящихся в баках № 1, в которые оно перекачивается насосами из баков № 1, 2 и 3. В системе установлен кран перекрестного питания, который обеспечивает равномерную выработку топлива из всех баков в случае возникновения неисправностей в работе двигателей или топливной системы. Трубопро-

Заправка	Восьмибаковая система, кг топлива					Шестибаковая система, кг топлива				
	Бак № 1 и № 1А	Бак № 2	Бак № 3	Всего	Время за- правки, мин	Бак № 1	Бак № 2	Бак № 3	Всего	Время за- правки, мин
Полная—«П»	4530	1750	920	14 400	23	3930	1750	920	13 200	18
Средняя—«С»	3350	1750	—	10 200	14	3350	1750	—	10 200	14
Минимальная—«М»	2000	1750	—	7500	9	2000	1750	—	7500	9

Примечания. 1. Время заправки топливной системы взято из расчета производительности топливозаправщика не менее 1200 л/мин под давлением 4,5 кгс/см².

2. Баки № 3 при среднем и минимальном вариантах не заправляются.

воды системы внутри герметической части фюзеляжа и в гондолах двигателей изготовлены из стали, в кессон-баках и за пределами гермокабины — из алюминиевых сплавов. Соединение трубопроводов—резино-металлическое. Топливо, предназначенное для питания каждого двигателя, расходуеться из шестибаковой системы автоматически или с помощью ручного управления в следующем порядке: первая очередь — бак № 5 полностью, вторая очередь «А» — бак № 1 до остатка ($2240 \pm \pm 100$) кг, третья очередь — бак № 2 полностью, вторая очередь «Б» — бак № 1 полностью. При остатке на самолете 2400 кг топлива загорается красный сигнал «Остаток 2400 кг» на табло опасных режимов, установленном на средней панели приборной доски.

Заправка баков топливом осуществляется под давлением централизованно через одну стандартную горловину, расположенную в носовой части правого полукрыла. Щиток управления заправкой расположен рядом с заправочной горловиной. В исключительных случаях заправка баков предусмотрена сверху через горловины баков. Предусмотрены три варианта заправки топливом, при которых в баки заправляется количество топлива в соответствии с табл. 16.

В качестве топлива для двигателей Д-30 сер. II и ТА-8 применяется керосин марок Т-1, ТС-1 ГОСТ 10227-62, РТ ГОСТ 16564—71 с присадкой 0,003% ионола. Смешение

топлив Т-1, ТС-1 и РТ (с присадкой 0,003% ионола) допускается в любой пропорции. Взаимозаменяемость отечественных и зарубежных марок топлива следующая.

Топлива Т-1, ТС-1, РТ взаимозаменяемы с топливами:

социалистических стран: Т-1, ТС-1 (Болгария); ТС-1 (ГДР), РР-2 (Китай); ТФС-1 (Куба); PS-2 (Польша); Т-1, Jet A-1 (Румыния); PL-4 (Чехословакия); СМ-1 (Югославия);

капиталистических стран: ATF-650, АТК, АТР, АТРК-50, Avtigr ETF-650, Jp-1, Jp-5 или Avcut, тип 1 (любая страна); Jet A-1 по спецификации DERD 2494 (Алжир).

При температуре наружного воздуха, равной 0 и ниже, для предотвращения образования кристаллов льда в топливных баках следует добавлять 0,1% жидкости «И» или зарубежной антиобледенительной присадки UKAR-FA-600 к общему количеству топлива. Допускается заправка самолета зарубежными топливами — заменителями без применения жидкости «И» за исключением топлив: марки PL-4 по спецификации ТРД-25-005-64, марки PS-2 по спецификации РН-57/С/96026, марки LW-9025 по спецификации ТУТНЛ-12991, которые следует применять с жидкостью «И» или с зарубежной антиобледенительной присадкой UKAR-FA-600 во всех случаях.

Насосы ЭЦН-45Б (рис. 98) из расходного отсека подают топливо через пожарный кран 768600МА

к подкачивающему насосу ДЦН-44ПЗТ, установленному на двигателе. Далее топливо проходит через датчик расходомера топлива РТСВ10, топливомасляный радиатор 62БТ, топливный фильтр и поступает в насос-регулятор НР-30АР, откуда под высоким давлением через форсунки впрыскивается в камеру сгорания двигателя. Давление топлива на входе в насос-регулятор НР-30АР находится в пределах $1,8—2,9$ кгс/см², во втором контуре форсунок доходит до 65 кгс/см². Перекачка топлива из баков в расходный отсек производится насосами ЭЦН-91Б по заданной программе. Включаются и выключаются насосы автоматически с помощью блоков автоматики расхода топлива системы СЭТС-470В (СЭТС-470Д) или вручную с помощью выключателей топливоперекачивающих насосов ЭЦН-91Б. Перекачивающие насосы в баке № 1 работают только при включенных подкачивающих насосах ЭЦН-45 № 1 и № 2. В расходный

отсек топливо может также поступать из бака № 1 самотеком через три клапана перелива и выливаться через окна в верхней части отсека. Топливо из баков № 3 и № 2 перекачивается в расходный отсек через клапаны, которые при заданном уровне в баке № 1 автоматически перекрывают подачу топлива в отсек. При этом перекачивающие насосы не выключаются. Поплавковые клапаны обеспечивают перекачку топлива из трех кессон-баков (первая очередь) при остатках в первых кессон-баках по (3900 ± 120) кг топлива на самолетах с шестибаковой системой (СЭТС-470В) и (4500 ± 120) кг топлива на самолетах с восьмибаковой системой (СЭТС-470Д); а также перекачку из двух кессон-баков (третья очередь) при остатке в первых кессон-баках по (1800 ± 120) кг топлива на самолетах с шестибаковой системой (СЭТС-470В) и (2050 ± 120) кг с восьмибаковой (СЭТС-470Д).

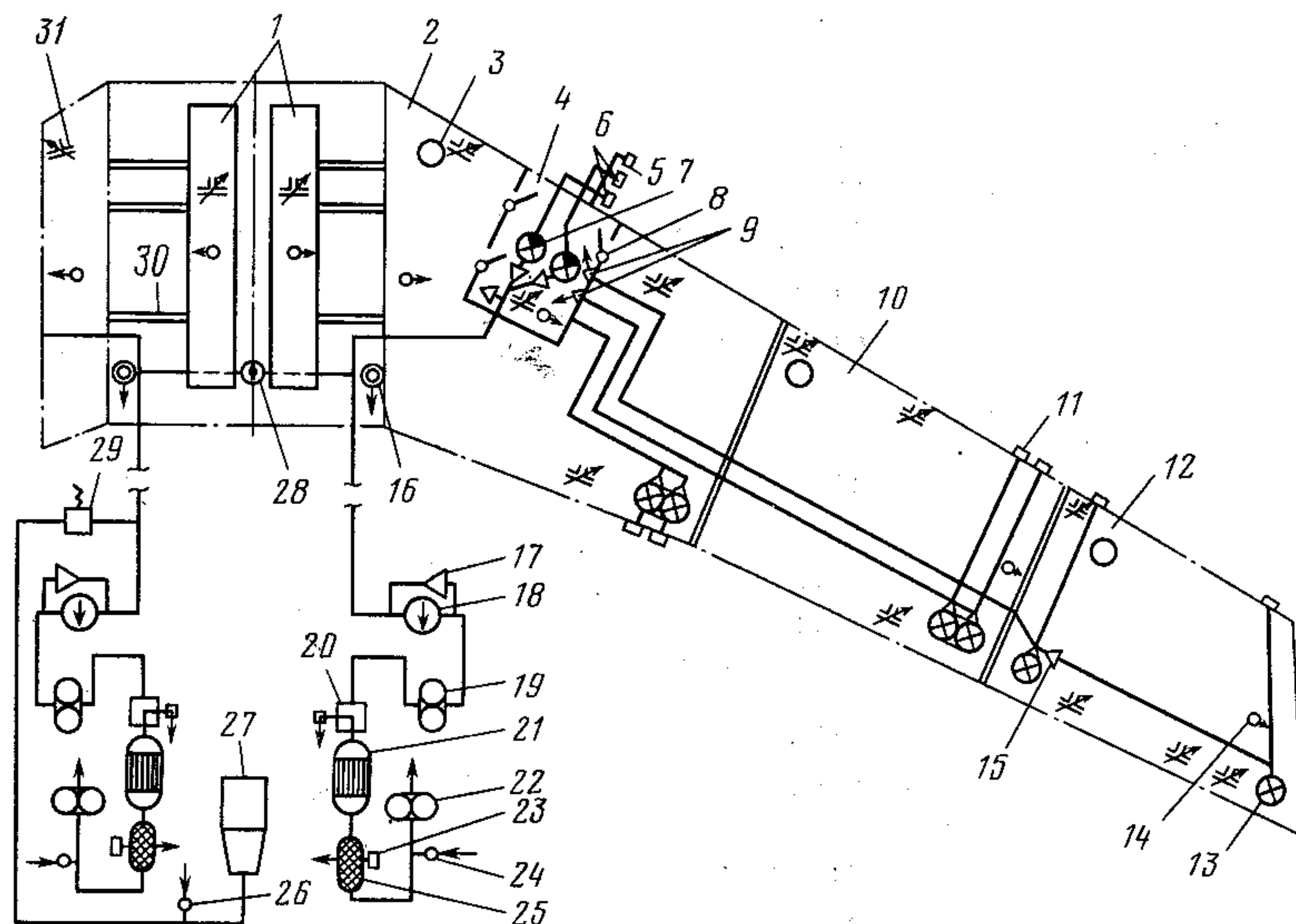


Рис. 98. Принципиальная схема топливной системы:

- 1 — резиновые баки № 1А; 2 — кессон-бак № 1 (вторая и вторая «А» очереди расхода); 3 — заправочная горловина бака; 4 — расходный отсек; 5 — сигнализатор давления; 6 — сигнализатор контроля работы насосов; 7 — насос ЭЦН-45; 8 — клапан перелива топлива; 9 — клапаны перекачки; 10 — кессон-бак № 2 (I очередь расхода топлива); 11 — сигнализатор контроля работы; 12 — кессон-бак № 3 (I очередь расхода топлива); 13 — насос ЭЦН-91; 14 — клапан слива отстоя топлива; 15 — обратный клапан; 16 — кран слива топлива из баков; 17 — температурно-разгрузочный клапан; 18 — пожарный кран; 19 — насос подкачки (на двигателе); 20 — расходомер; 21 — топливно-масляный радиатор; 22 — насос-регулятор; 23 — сигнализатор перепада; 24 — штуцер консервации двигателя; 25 — топливный фильтр; 26 — штуцер консервации ВСУ; 27 — ВСУ; 28 — магистральные краны кольцевания; 29 — кран питания ВСУ; 30 — трубы, соединяющие баки № 1 А с баками № 1; 31 — датчик топливомера

В случае отказа клапана перекачки переполнение бака № 1 предотвращается: выключением перекачивающих насосов в баке № 3 с помощью верхнего (40 мм) сигнализатора уровня датчика заправки бака № 1, выключением перекачивающих насосов в баках № 3 и № 2 с помощью сигнализатора давления СДУ2-0,18 при давлении в баке № 1 0,15—0,2 кгс/см². При понижении уровня топлива в баке № 1 насосы автоматически включаются. На случай выхода из строя сигнализатора давления СДУ2-0,18 предусмотрено принудительное включение насосов переключателем на верхнем электрощите пилотов.

Во избежание перетекания топлива в бак при одном работающем насосе в топливопроводах за каждым подкачивающим и перекачивающим насосами установлены обратные клапаны. Для предохранения топливопроводов от избыточного давления вследствие температурного расширения топлива при стоянке самолета в системе установлены четыре температурно-разгрузочных клапана.

Топливо к двигателю ТА/8 (ВСУ) подается из магистрали питания левого двигателя самолета. Отбор топлива производится перед пожарным краном 768600М. Включение перекачивающего топливного крана 610200А, установленного в пилоне гондолы двигателя, осуществляется автоматически, одновременно с включением главного выключателя запуска ВСУ.

Для консервации топливной системы двигателей маслом на питающих трубопроводах установлены штуцера 2 ОСТ1.10167-71 (1703А-Т) консервации основных двигателей и ТА-8.

Работа топливной системы контролируется с помощью следующих приборов: двух указателей расхода, установленных на средней панели приборной доски; двух указателей давления топлива перед форсунками (из комплекта ЭМИ-ЗРТИ),

установленных на средней панели приборной доски; прибора УТД-52 с переключателем ПГ-4 из комплекта СЭТС-470В (СЭТС-470Д), установленного на правой панели приборной доски в левом нижнем углу; двух указателей манометра низкого давления ДИМ-4Т, установленных на средней панели приборной доски; двух указателей давления топлива перед форсунками из комплекта ЭМИ-ЗРТИ, установленных на средней панели приборной доски; двух красных табло «Топливный фильтр засорен», установленных на щитке мотоприборов. Работа автоматов расхода топлива, топливных насосов контролируется с помощью приборов на верхнем электрощите.

Слив топлива с самолета возможен только на земле через два крана слива, расположенных под центропланом, при этом необходимо включить подкачивающие насосы и автоматику перекачки или управлять перекачивающими насосами вручную, включая их в порядке очередности расхода топлива.

Слив топлива из одного бака возможен или через клапан слива отстоя через шланг со специальным наконечником, или через кран слива с включением насосов перекачки данного бака и насосов подкачки (насосы перекачки симметричного бака работают вхолостую). Когда погаснут лампы сигнализации насосов (слив закончен), насосы выключить. Слив топлива из баков производится при снятых заглушках дренажей, наличии заземления топливозаправщика и самолета и при наличии противопожарных средств около самолета.

Технические условия на эксплуатацию и монтаж

1. К эксплуатации допускаются трубопроводы, имеющие следующие дефекты: риски, царапины и потертость глубиной до 0,05 мм; вмятины глубиной не более 4% от внеш-

него диаметра для труб диаметром до 14 мм и глубиной не более 3% от внешнего диаметра для труб диаметром более 14 мм; гофры на внутренней стороне криволинейного участка труб с толщиной стенок 1,5 мм и 1 мм при высоте гофра соответственно 1,5 и 2% от внешнего диаметра трубы при ширине гофров не более 6 мм на расстоянии 5—6 мм друг от друга.

2. Зазор между трубопроводами и подвижными деталями допускается не менее 10 мм, а между неподвижными деталями — 5 мм.

3. У отбортовок зазор между трубками допускается до 2 мм, а между трубками и конструкцией — до 3 мм.

4. Для обеспечения крепления трубопровода без напряжения разрешается под колодки хомутов крепления подкладывать прокладки или шайбы толщиной до 3 мм, под хомуты крепления устанавливать втулки высотой до 10 мм.

5. При стыковке трубопроводов резинометаллическими соединениями выдерживать зазор в середине соединения на стыке труб, равный (9 ± 3) мм. Допускается при этом несоосность труб не более 1 мм. Для контроля зазора на трубах предусмотрены контрольные риски, которые наносятся на расстоянии 60 мм от торца трубы.

6. В местах прохода трубопроводов через металлические перегородки, на которых трубопровод плотно закреплен, зазор между трубопроводом и кромкой отверстия должен быть не менее 3 мм на сторону.

7. Поплавковые клапаны устанавливать поплачком вверх для обеспечения срабатывания клапана при всплытии поплавка.

8. При установке обратных клапанов в корпуса насосов ЭЦН-91Б контролировать совпадение направления стрелок на корпусах клапанов с направлением стрелок на корпусах насосов.

9. Трубопроводы и агрегаты, поступающие на монтаж, должны быть испытаны на герметичность, заглушены и опломбированы.

10. На корпусе клапана перелива топлива, его поводке и крышке допускаются царапины, забоины, риски глубиной до 0,5 мм, кроме плоскости прилегания клапана.

11. На корпусе обратных клапанов допускаются риски, надирь, забоины глубиной не более 0,2 мм.

12. На корпусе клапана перекачки допускаются риски, забоины, надирь до 0,5 мм, а на корпусе поплавкового узла — не более 0,1 мм.

13. Допускаются на корпусе, траверсе топливного фильтра забоины, вмятины глубиной до 0,5 мм, а на корпусе перепускного клапана — не более 0,2 мм.

14. На корпусе температурно-разгрузочного клапана допускаются забоины, риски, надирь глубиной до 0,1 мм.

15. На муфте, втулке, гайке, упорном кольце шарнирных соединений трубопроводов СЧК с ОЧК допускаются забоины, риски, надирь глубиной до 0,1 мм.

16. На коробках топливомеров допускаются забоины, риски, царапины глубиной 0,2 мм.

17. На пробках заливных горловин баков, на корпусе клапана централизованной заправки допускаются забоины, царапины, риски глубиной до 0,2 мм.

18. При принудительной заправке самолета топливом, в случае выхода из строя одного из сигнализаторов давления СДУ2А-0,18, с помощью включения переключателя ВГ-15К «Включение заправки при отказе СДУ» принять все меры, исключающие разрушение кессон-баков в процессе заправки. После заправки самолета топливом переключатель ВГ-15К «Включение заправки при отказе СДУ», установленный в РК 1-го технического отсека, выключить, закрыть колпачком и опломбировать.

19. При неисправности клапана перекачки первой очереди расхода

20. В случае неисправности клапана перекачки третьей очереди расхода топлива может произойти нарушение центровки самолета и образование крена.

21. При демонтаже и монтаже насосов необходимо следить за тем, чтобы внутрь баков не попали посторонние предметы.

23. Во избежание опрокидывания пустого самолета на хвост при полной заправке необходимо переключатель вариантов заправки сначала установить в положение «М» и по погасанию сигнальных ламп клапанов баков № 1 переключить его в положение «П».

24. Погасание сигнальной лампы «Общий кран» в процессе заправки раньше включения сигнальной лампы заправочного клапана какого-либо бака указывает на отказ этого клапана. В этом случае обязательно снять датчик заправки и проверить уровень топлива в баке. Если он окажется выше нижнего обреза кольца датчика заправки, вызвать представителя завода-изготовителя.

25. Во избежание повреждения мягкого топливного бака центро-плана работы по монтажу и демон-тажу его при температуре ниже 0 разрешается производить только с применением обогрева до темпера-туры не выше 25°C.

26. Зазор между трубопроводами и подвижными деталями допускается не менее 10 мм, а между неподвижными деталями — 5 мм.

Общие сведения о системе

Подаваемое в двигатель масло обеспечивает смазку механизмов и подшипников двигателя и отвод тепла через топливомасляный радиатор. Безотказность работы системы маслопитания обеспечивает надежную работу двигателя. Прекращение подачи масла приводит к разрушению механизмов, плавлению и полному разрушению подшипников, заклиниванию двигателя. На самолете Ту-134А для каждого двигателя имеется самостоятельная система маслопитания (рис. 99), в которой масло циркулирует по схеме: маслбак — двигатель —

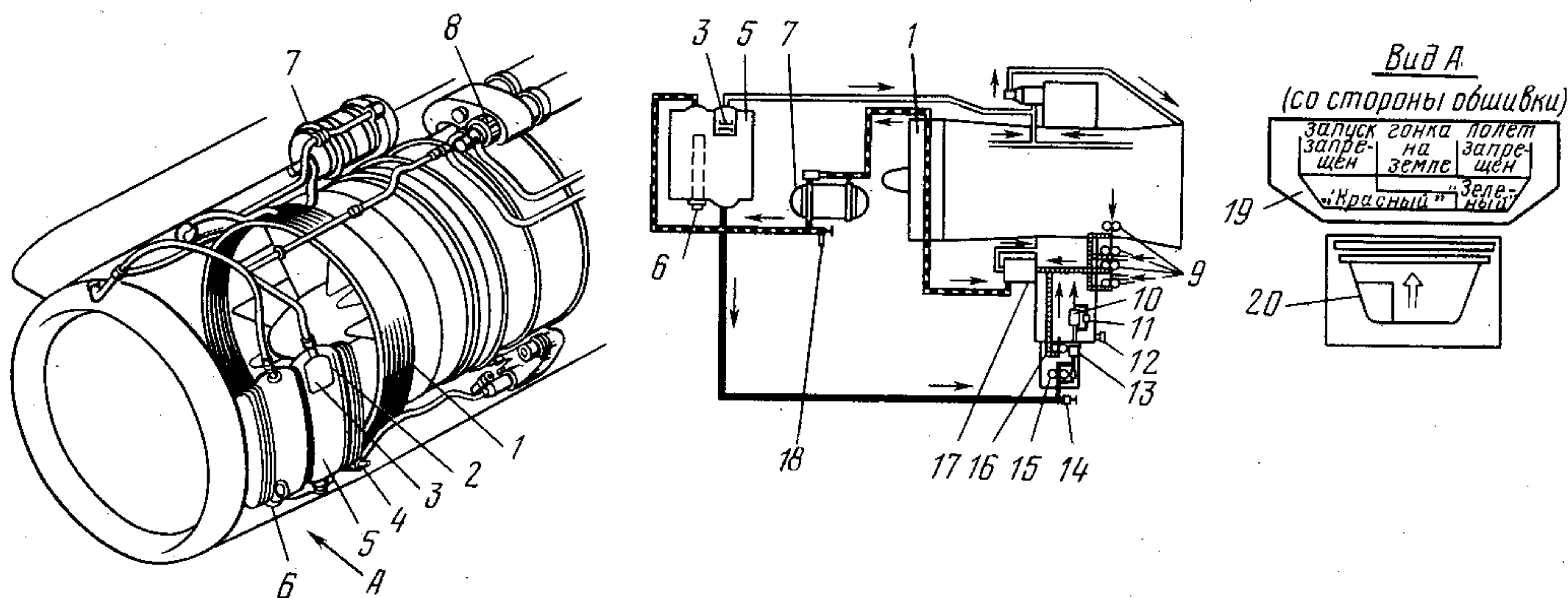


Рис. 99. Схема системы маслопитания:

1 — маслоохлаждающий переходник; 2 — мерная линейка; 3 — заливная горловина; 4 — сливной кран; 5 — маслбак; 6 — масломер; 7 — топливомасляный радиатор; 8 — центробежный суфлер; 9 — масляный насос откачки; 10 — фильтр; 11 — перепускной клапан фильтра; 12 — сливной кран на двигателе; 13 — обратный клапан; 14 — редукционный клапан; 15 — нагнетающая ступень основного масляного насоса; 16 — откачивающая ступень; 17 — центробежный воздухоохладитель с фильтром-сигнализатором наличия стружки в масле; 18 — сливной кран; 19 — информация на обшивке гондолы; 20 — барабан со шкалой

радиатор — маслбак. Такое конструктивное решение обеспечивает безопасность полетов самолета.

Вместимость системы маслопитания одного двигателя—36 л. Для полета в маслбак заправляется 19—20 л масла. Для пробы двигателя количество масла в маслбаке должно быть не менее 12 л. Для смазки двигателя Д-30 серии II применяется масло МК-8П (ГОСТ 6457—66*) и МС-8П (ТУ38-101659-76). Замена отечественных марок масла на зарубежные не рекомендуется.

Систему маслопитания можно разделить на две части: двигательную и самолетную. В двигательную часть входят следующие агрегаты: основной двухступенчатый масляный насос ОМН-30, четырехступенчатый масляный насос откачки МНО-30, центробежный воздухоохладитель с фильтром-сигнализатором наличия стружки в масле ЦВО-ФС-30, центробежный суфлер ЦС-30, основной масляный фильтр МФС-30, маслоохлаждающий переходник ВНА 1-го каскада компрессора, сливной кран на коробке приводов. В самолетную часть входят: маслбак, топливомасляный радиатор, два сливных крана 636700/А.

Маслопроводы подвода масла к двигателю и отвода масла из двигателя, расположенные в отсеке двигателя, — стальные, а остальные трубопроводы выполнены из алюминиевого сплава. Соединение труб и крепление их к каркасу аналогично трубопроводам топливной системы.

Масло из бака по самолетному трубопроводу поступает в нагнетательную ступень насоса ОМН-30 и далее под давлением, регулируемым редукционным клапаном насоса, направляется через обратный клапан и фильтр к смазываемым узлам двигателя. После смазки узлов нагретое масло вместе с воздухом насосом откачки МНО-30 и откачивающей ступенью насоса ОМН-30 направляется в центробежный воздухоотделитель, где от масла отделяется

воздух, масло перепускается в корпус двигателя. Из центробежного воздухоотделителя масло, пройдя через фильтр-сигнализатор МФС-30, поступает в маслоохлаждающий переходник. В переходнике масло предварительно охлаждается поступающим в двигатель воздухом. Далее масло направляется в топливомасляный радиатор (ТМР), где оно охлаждается топливом и затем поступает в маслбак. Для запуска двигателя в холодное время года в масляной магистрали ТМР установлен редукционный клапан, рассчитанный на перепад давления 4 кгс/см². Вязкое масло проходит через него в бак, минуя радиатор. Суфлирование двигателя и маслбака производится через центробежный суфлер ЦС-30 с выводом трубы суфлирования за срез реактивного сопла двигателя.

Система маслопитания каждого двигателя контролируется с помощью прибора ЭМИ-ЗРТИ, установленного на средней приборной доске и показывающего температуру, давление масла на входе в двигатель, и по красным табло «Давление масла мало», «Стружка в масле», расположенным на щитке маслоприборов. Заправка маслом контролируется по мерной линейке маслбака и поплавковому масломеру. Шкала масломера находится снаружи бака и просматривается с земли через окошко в обшивке гондолы. Шкала вращаемого барабана имеет три сектора: красный — «Запуск запрещен» (масла в баке до 7 л), красный — зеленый «Гонка на земле» (масла в баке от 7 до 15 л) и зеленый — «Полет разрешается» (масла свыше 15 л).

Технические условия на эксплуатацию и монтаж

1. В аэродромах базирования самолетов заправку производить маслом МК-8П.
2. В промежуточных аэропортах при необходимости разрешается дозаправка маслом МК-8.

3. Разрешается производить только разовые дозаправки (не более двух раз) масла МК-8П маслом «Турбоойль-2» в зарубежных аэропортах.

4. На маслобаке допускаются: царапины, вмятины, забоины глубиной не более 0,2 мм; потертости площадью до 30 см² и глубиной не более 0,2 мм.

5. На поверхности ТМР допускаются потертости, царапины, риски глубиной до 0,1 мм.

6. На крышке заливной горловины маслобака допускаются забоины, царапины глубиной не более 0,2 мм.

7. На кронштейнах крепления маслобака допускаются риски, забоины глубиной до 0,5 мм.

8. При установке маслобака обеспечить его прилегание к элементам с помощью прокладок толщиной 3—5 мм, при этом допускается минимальный зазор между баком и элементами каркаса 4 мм.

9. Зазор между арматурой, маслопроводом и смежными деталями конструкции и оборудования должен быть не менее 5 мм, а с движущимися узлами не менее 10 мм.

10. Допуски на дефекты труб системы маслопитания аналогичны допускам в топливной системе.

11. Трубы и патрубки маслосистемы до установки их на самолет должны быть промыты и испытаны на герметичность давлением воздуха 5 кгс/см² в течение 5 мин.

12. При увеличении уровня масла в баке после совершения полета и обнаружении в нем керосина необходимо заменить ТМР.

3.16 САНТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Общие сведения

Сантехническое оборудование самолета состоит из двух систем: водоснабжения и канализации, размещенных в задней части пассажирской кабины (рис. 100).

Система водоснабжения. Система служит для обеспечения водой умывальников туалетных комнат и включает: бак для воды емкостью 55 л, в который заправляется 45 л воды; два умывальника; два крана-смесителя; два водоподогревных бачка; кран слива; запорный кран; водозаправочную панель; трубопровод и арматуру. На водозаправочной панели, расположенной в нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 45 и № 46, имеются два штуцера «Заправка» и «Контроль».

Бак заправляют водой через штуцер «Заправка» под давлением 1—2 кгс/см² при снятой заглушке со штуцера «Контроль». При появлении воды из контрольного штуцера заправка прекращается. На штуцеры «Заправка» и «Контроль» после полного слива из них остатков воды устанавливают заглушки. Перед заправкой бака водой и полетом кран слива должен быть закрыт. Запорный кран открывается перед полетом. При температуре воздуха ниже 2°С при заправке бака водой запорный кран на баке должен быть закрыт. Воду перед заправкой подогревают до температуры 35—60°С.

Из бака водоснабжения в сливной бак вода сливается через кран слива, установленный на полу тумбочки левого умывальника, в зимнее время за 20 мин до посадки самолета, а в летнее время перед длительной стоянкой самолета.

Система канализации. Система предназначена для слива использованной в умывальниках и унитазах воды и включает: сливной бак вместимостью 150 л; два унитаза; фильтр с двумя электронасосами для промывки унитазов; панели слива нечистот, заправки канализации химжидкостью и промывки ее водой; трубопровод дренажа.

Система промывки унитазов замкнутая, рециркуляционного действия. Унитазы промываются жидкостью, находящейся в сливном

баке с предварительной фильтрацией, после чего жидкость снова стекает в сливной бак. Для уничтожения запаха, дезинфекции и растворения нечистот в сливной бак заливается 18 л химжидкости. Сливная панель установлена между шпангоутами № 41 и № 42, на ней размещены: сливной клапан с рукояткой управления и заглушкой, штуцер промывки и заправки бака химжидкостью, кнопка включения насосов ЭЦН-104 В.

Слив нечистот, промывка системы и заправка сливного бака химжидкостью производится с помощью

ассенизационной машины. Давление воды при промывке бака не более 2 кгс/см^2 . Для промывки унитазов необходимо при работающем насосе ассенизационной машины закрыть сливной клапан и через несколько секунд, когда в баке будет 5—8 л воды, включить насосы кнопкой на панели слива. По окончании промывки открывается сливной клапан.

При отрицательных температурах воздуха рекомендуется промывать сливной бак водой, подогретой до $50\text{--}60^\circ\text{C}$, в течение 3—5 мин. При температуре воздуха ниже 0 сливной бак следует заправлять

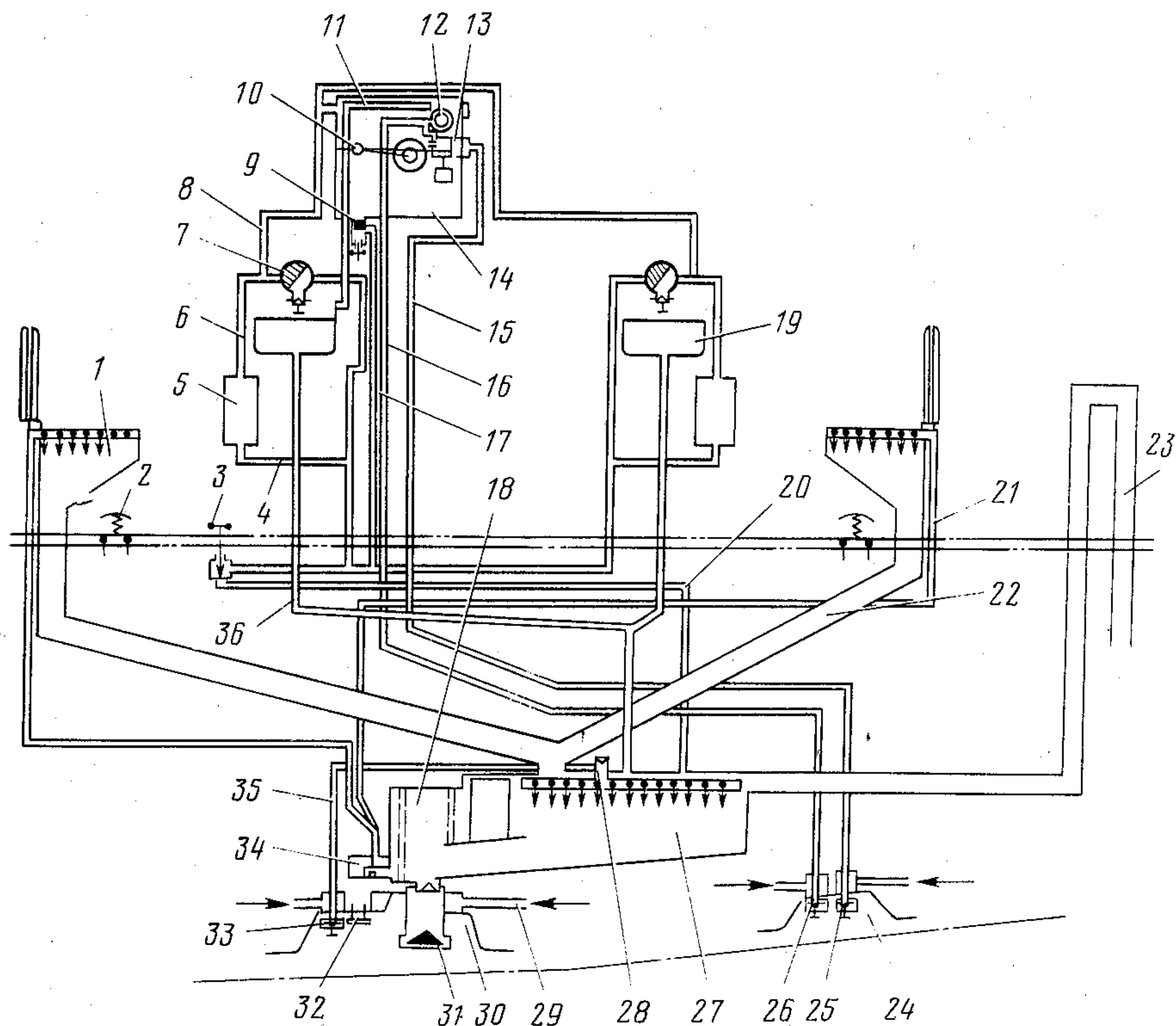


Рис. 100. Принципиальная схема канализации и водоснабжения:

1 — унитаз; 2 — электропедаль промывки унитаза или кнопка на тумбочке раковины; 3 — сливной кран; 4 — трубопроводы воды к водоподогревному бачку; 5 — водоподогревный бачок; 6 — трубопровод, соединяющий водоподогревный бачок и кран-смеситель умывальника; 7 — кран-смеситель умывальника; 8 — трубопровод, соединяющий кран-смеситель и бак для воды; 9 — запорный кран; 10 — указатель количества воды; 11 — труба дренажа бака для воды; 12 — поплавковый водозаправочный кран (ПВК); 13 — контрольный водозаправочный клапан (КВК); 14 — бак для воды; 15 — контрольная труба; 16 — водозаправочная труба; 17 — труба питания водой; 18 — фильтрующий узел; 19 — раковина умывальника; 20 — сливная труба; 21 — труба промывки унитаза; 22 — труба слива из унитаза; 23 — вытяжная труба сливного бака; 24 — водозаправочная панель; 25 — контрольный штуцер; 26 — водозаправочный штуцер; 27 — сливной бак; 28 — обратный клапан; 29 — трубопровод горячего воздуха; 30 — сливная панель; 31 — сливной клапан; 32 — кнопка включения ЭЦН-104 В; 33 — штуцер заправки химжидкости; 34 — насос ЭЦН-104В; 35 — труба заправки химжидкости и промывки сливного бака; 36 — труба слива из раковины умывальника

химжидкостью, подогретой до 25—35°C. После слива нечистот и промывки сливного бака необходимо закрыть сливной клапан и застопорить его ручку.

Технические условия на эксплуатацию

1. При обнаружении на трубопроводах системы водоснабжения трещин произвести текущий ремонт: вырезать дефектную часть трубы, разделать концы обрезанного трубопровода под ниппель и стыковать их переходником. При отсутствии в эксплуатации переходников, ниппелей, гаек для стыковки дефектной части трубопровода допускается место вырезки стыковать с помощью дюрита и хомутов.

2. При изготовлении в условиях эксплуатации нового трубопровода системы водоснабжения с изгибом допускаются: по внутреннему изгибу гофр высотой не более 1,5% от наружного диаметра трубопровода и шириной 4—6 мм; эллипсность не более 10% внутреннего диаметра.

3. Забоины на резьбовой части арматуры системы водоснабжения допускаются только на первой нитке с последующей калибровкой резьбы.

4. При наличии трещин на трубопроводах системы канализации произвести текущий ремонт: засверлить концы трещин сверлом диаметром 2—3 мм, наложить усиливающую накладку с помощью КАС с последующим восстановлением лакокрасочного покрытия.

5. Вмятины глубиной до 4 мм заварить с последующей зачисткой шва и восстановлением лакокрасочного покрытия.

6. Трещины в корпусе унитаза засверлить сверлом диаметром 2—3 мм, установить с помощью сварки накладку с последующей зачисткой сварного шва.

7. На водяном и сливном баках допускаются: забоины глубиной не более 0,1 мм, не вызывающие

образования трещин; вмятины глубиной до 4 мм, подлежащие выправке (в местах с плохим подходом для выправки вмятин просверлить отверстие диаметром 3 мм и вытянуть вмятину крючком с последующей заваркой отверстия); коррозия глубиной не более 10% толщины листа.

8. При наличии трещин на водяном и сливном баках засверлить концы трещин сверлом диаметром 2 мм и заварить их КАС.

9. Негерметичное сантехническое оборудование к эксплуатации не допускается.

10. Запрещается включать насосы ЭЦН-104В при пустом сливном баке.

11. В зимнее время немедленно после остановки двигателей до охлаждения кабин слить содержимое сливного бака.

12. Запрещается заправка водой, если не производился слив содержимого сливного бака.

3.17. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ

Общие сведения о системе

Управление двигателями Д-30 II серии осуществляется с помощью систем управления и останова.

Система управления. Она обеспечивает изменение прямой тяги двигателей в диапазоне от малого газа до максимального режима и управление режимами реверсирования тяги (рис. 101). Рычаги управления прямой тягой установлены на левом и правом пультах пилотов, рычаги управления обратной тягой — на рычагах управления двигателями (РУД) пульта левого пилота. Рычаги останова двигателей установлены на пульте командира корабля. Кроме того, на левом пульте командира корабля установлены (см. рис. 101) рычаг тормозного устройства, предназначенный для фиксации РУД и рычагов реверсивного устройства в необходимом положении, и рычаг

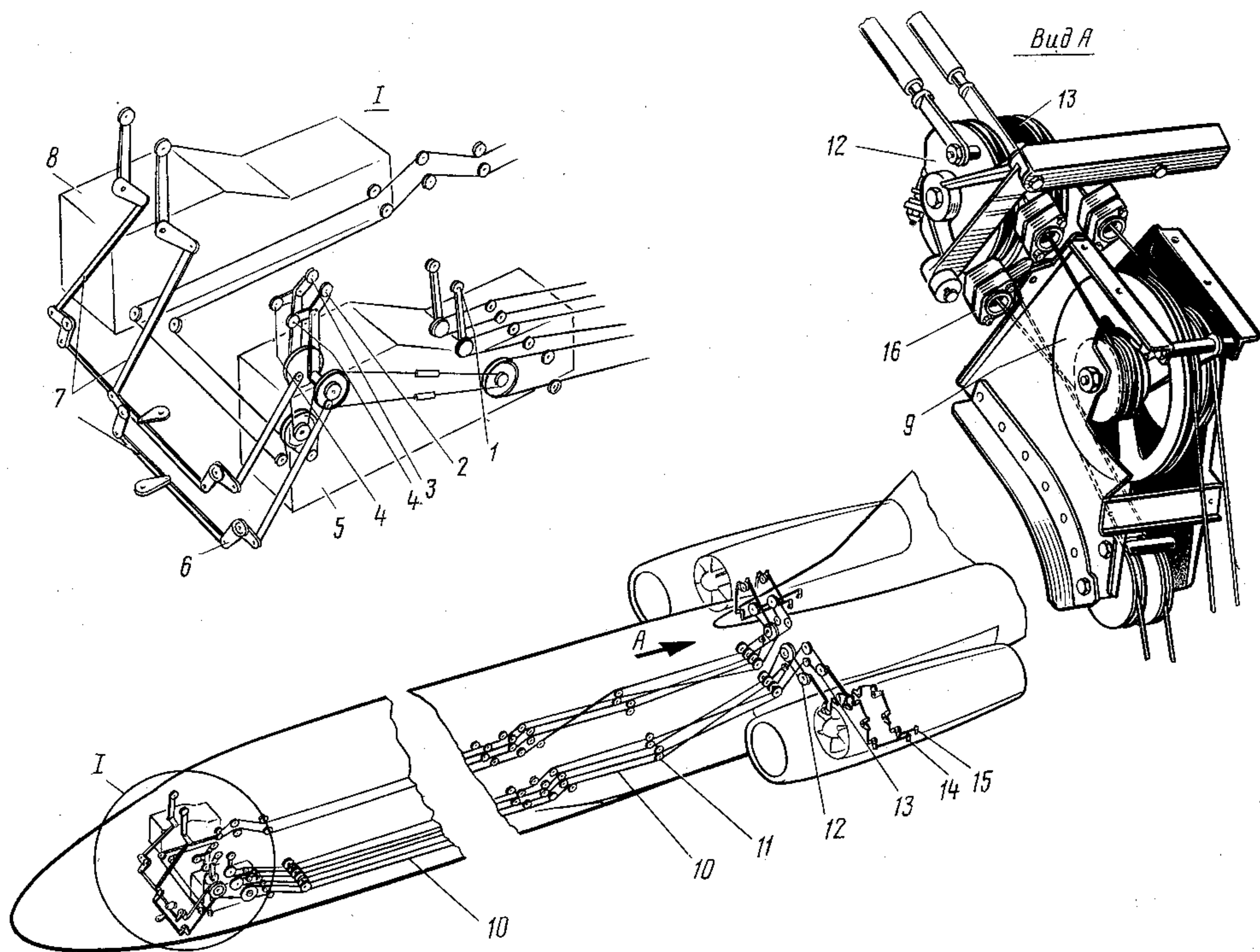


Рис. 101. Схема управления двигателями:

1 — рычаг останова двигателей; 2 — рычаг Г1 управления левым двигателем; 3 — рычаг Г2 управления правым двигателем; 4 — рычаг и управления реверсивным устройством; 5 — пульт левого пилота; 6 — качалка; 7 — тяги; 8 — пульт правого пилота; 9 — редукционный ролик; 10 — тандерные соединения тросов; 11 — направляющие ролики; 12 — конечный ролик системы управления двигателем; 13 — конечный ролик системы останова двигателя; 14 — рычаг управления двигателем (на двигателе); 15 — рычаг останова двигателя на насосе НР-30АР; 16 — герметический вывод

стопорения рулей, управления самолетом, заблокированный с рычагами останова двигателей.

Управление режимами прямой тяги левого двигателя производится рычагами Г1, а правого двигателя — рычагами Г2, установленными на пультах пилотов. Эти рычаги посредством тяг и тросов соединены с рычагами, установленными на двигателях, и обеспечивают перемещение рычага дроссельного крана насоса-регулятора НР-30АР в пределах от площадки малого газа до упора взлетного режима. Рычаги левого и правого пилотов Г1 и Г2 работают синхронно за счет соединения между собой тягами, проходящими под полом кабины пилотов впереди шпангоута № 6.

Тросы управления двигателями от рычагов на левом пульте идут

вниз и проходят по левому и правому бортам фюзеляжа под полом кабины до шпангоута № 48. У шпангоута № 48 тросы поднимаются вверх к объединенному узлу управления и через герметические выводы выходят на конечные ролики, расположенные снаружи обшивки фюзеляжа в пилонах гондол двигателей. Тросы выполнены в виде замкнутых проводок. Тросовая проводка закреплена на роликах, соединенных с рычагами управления на пультах и конечных роликах. Тросы крепятся к роликам при помощи ограничителя (шарика), обжатого на тросе, и шплинтов, удерживающих трос с ограничителем на ролике. Стандартные наконечники тросовой проводки имеют опознавательную маркировку. Тросы с маркировкой Г1А и Г2А натягиваются

при увеличении тяги двигателей, тросы с маркировкой Г1Б и Г2Б натягиваются при уменьшении тяги двигателей. Аналогичная маркировка нанесена на кронштейнах крепления роликов.

В системе управления двигателями применены тросы типа КСАН диаметром 2,5 мм. Для регулирования натяжения и разъема тросовых проводок имеются тандерные соединения, расположенные около шпангоутов № №11, 26, 38 и 48 под полом кабины. Подход к разъемам тросов осуществляется через лючки в полу у шпангоутов № 11 и № 48 и технические отсеки фюзеляжа.

Для уменьшения влияния люфтов в управлении двигателями в системе применена редукция с передаточным числом, равным ~ 3 , для чего под полом установлены ролики с передачей движения с ролика диаметром 48 мм на ролик диаметром 150 мм. У шпангоута № 48 установлены такие же ролики, но с противоположной передачей движения. Такая система уменьшает передачу люфтов, возникающих на всей трассе, к повод-

кам на двигателе в 3 раза. От конечных роликов до рычагов на НР-30АР проводка осуществляется стальными тягами. Качалки тяг закреплены на шпангоуте № 8 гондол двигателей.

Управление режимами реверсирования тяги производится с помощью рычагов реверсивного устройства, которые укреплены на РУД пульта левого пилота (рис. 102). Включение реверсивного устройства возможно только при нахождении РУД на упоре малого газа и осуществляется следующим образом. После снятия РУД левого пилота с защелки и перемещения его в верхнее положение (на себя) движение через тягу и качалку с роликом передается на рычаг дроссельного крана насоса-регулятора НР-30АР. Одновременно тяга выходит из паза рычага, поворачивает стопор, который заходит в прорезь на стенке пульта и стопорит РУД в положении малого газа. При полном ходе рычага реверсивного устройства рычаг дроссельного крана перемещается в пределах от площадки малого газа до

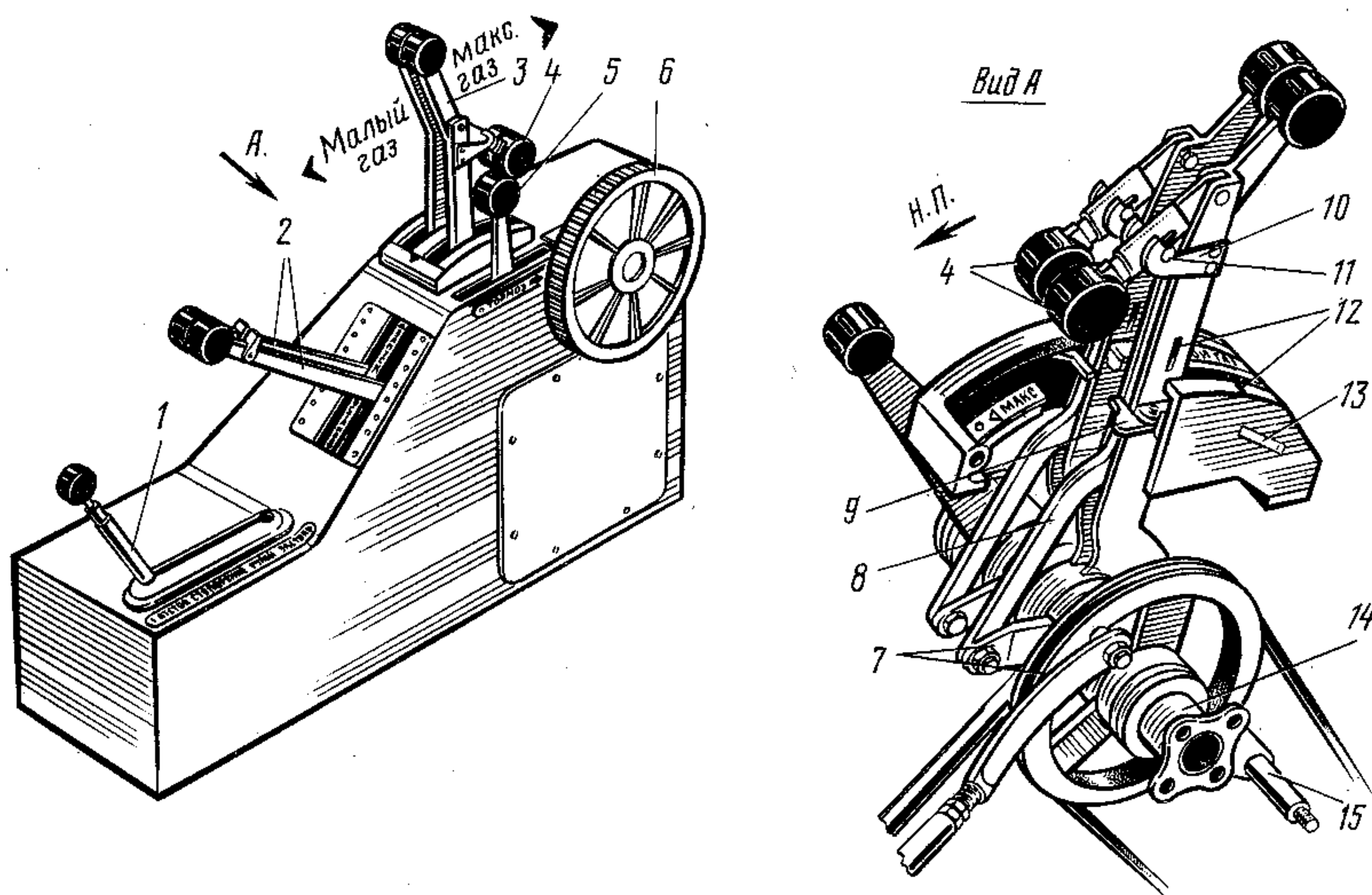


Рис. 102. Пульт управления двигателями левого пилота:

1 — рычаг стопорения рулей; 2 — рычаг останова двигателей; 3 — рычаги управления двигателями (РУД); 4 — рычаги управления реверсивным устройством; 5 — рычаг тормозного устройства; 6 — штурвал управления триммерами РВ; 7 — качалка с роликом; 8 — тяга; 9 — стопор; 10 — крючок; 11 — фиксатор с пружиной; 12 — риски; 13 — прорезь; 14 — ось; 15 — стяжной болт

упора максимального режима реверсирования тяги. При этом РУД на пульте правого пилота также перемещается назад на 15° . Реверсивное устройство выключается установкой рычага управления реверсивного устройства в крайнее переднее положение — на защелку. В этом положении тяга обеспечивает жесткую связь между рычагом управления двигателем и качалкой с роликом.

Система останова. Она состоит из рычагов $K1$ и $K2$ (см. рис. 102), на пультах левого и правого пилотов, которые посредством тросов и тяги связаны с рычагом останова на насосе-регуляторе НР-30АР двигателей. Рычаги $K1$ (левого двигателя) и $K2$ (правого двигателя) имеют два рабочих положения «Запуск» и «Останов». В положении «Запуск» рычаги фиксируются защелкой. Для исключения запуска двигателей с застопоренными рулями управления самолетом рычаги останова двигателей заблокированы с рычагом стопорения рулей.

Тросовая проводка, выполненная из тросов КСАН диаметром 2,5 мм, до шпангоута № 19 проложена по левому борту, а далее — по левому и правому бортам аналогично системе управления двигателями. Стандартные наконечники тросовой проводки имеют опознавательную маркировку. Тросы с маркировкой $K1A$, $K2A$ натягиваются при переводе рычага в положение «Запуск», а с маркировкой $K1B$ и $K2B$ — при переводе их в положение «Останов».

Технические условия на эксплуатацию

1. Исходное натяжение тросов управления двигателями при температуре $20^\circ C$ должно быть $(23,5 \pm 2,5)$ кгс. Натяжение тросов управления двигателями при других температурах окружающего воздуха должно соответствовать графику (рис. 103).

2. При регулировке системы управления двигателями необходимо следить, чтобы выход резьбы наконечников тросов из муфт тандерного соединения был не более трех ниток.

3. При регулировке длины тяг необходимо следить, чтобы контроль-

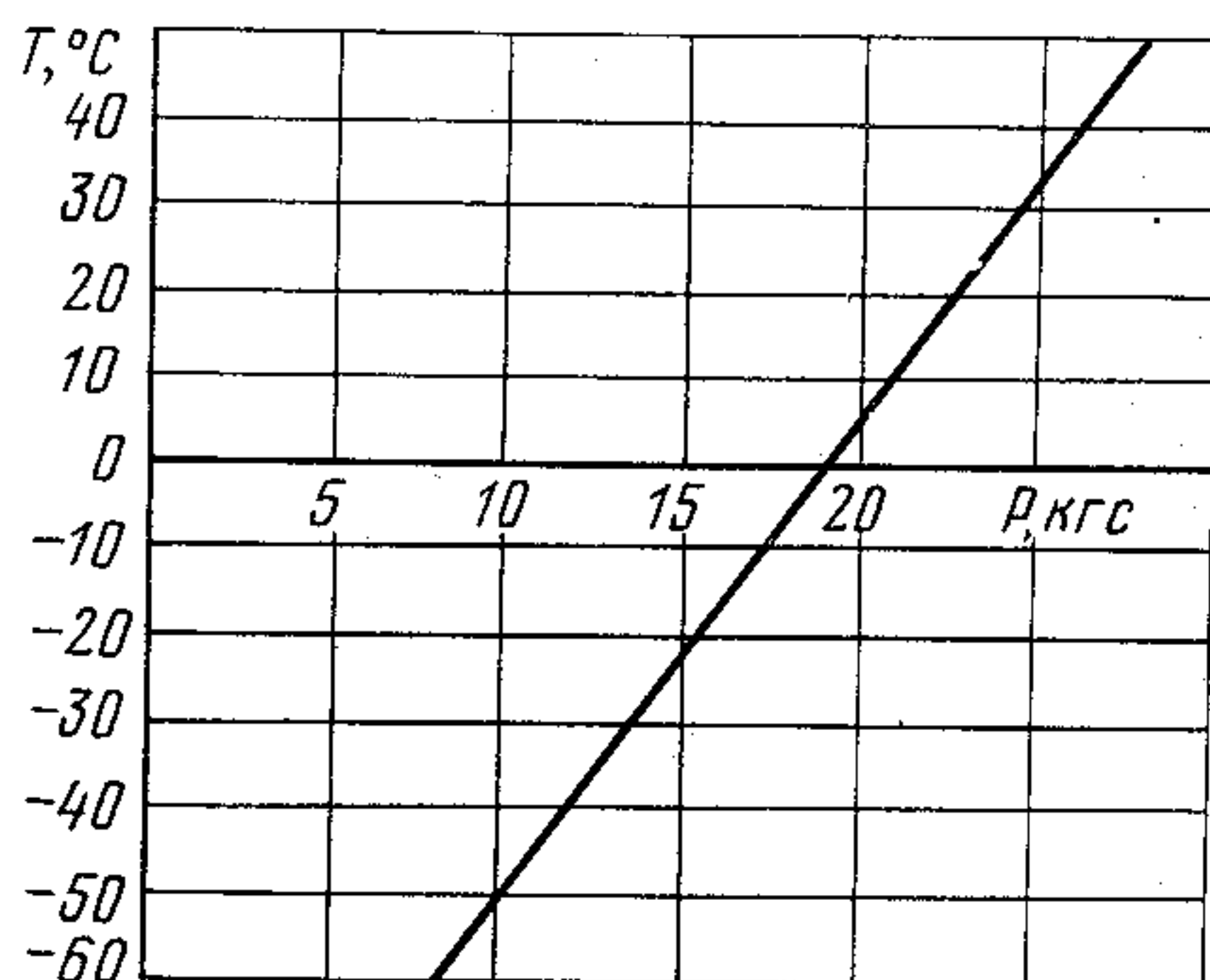


Рис. 103. Изменение натяжения тросов управления двигателями в зависимости от окружающей температуры

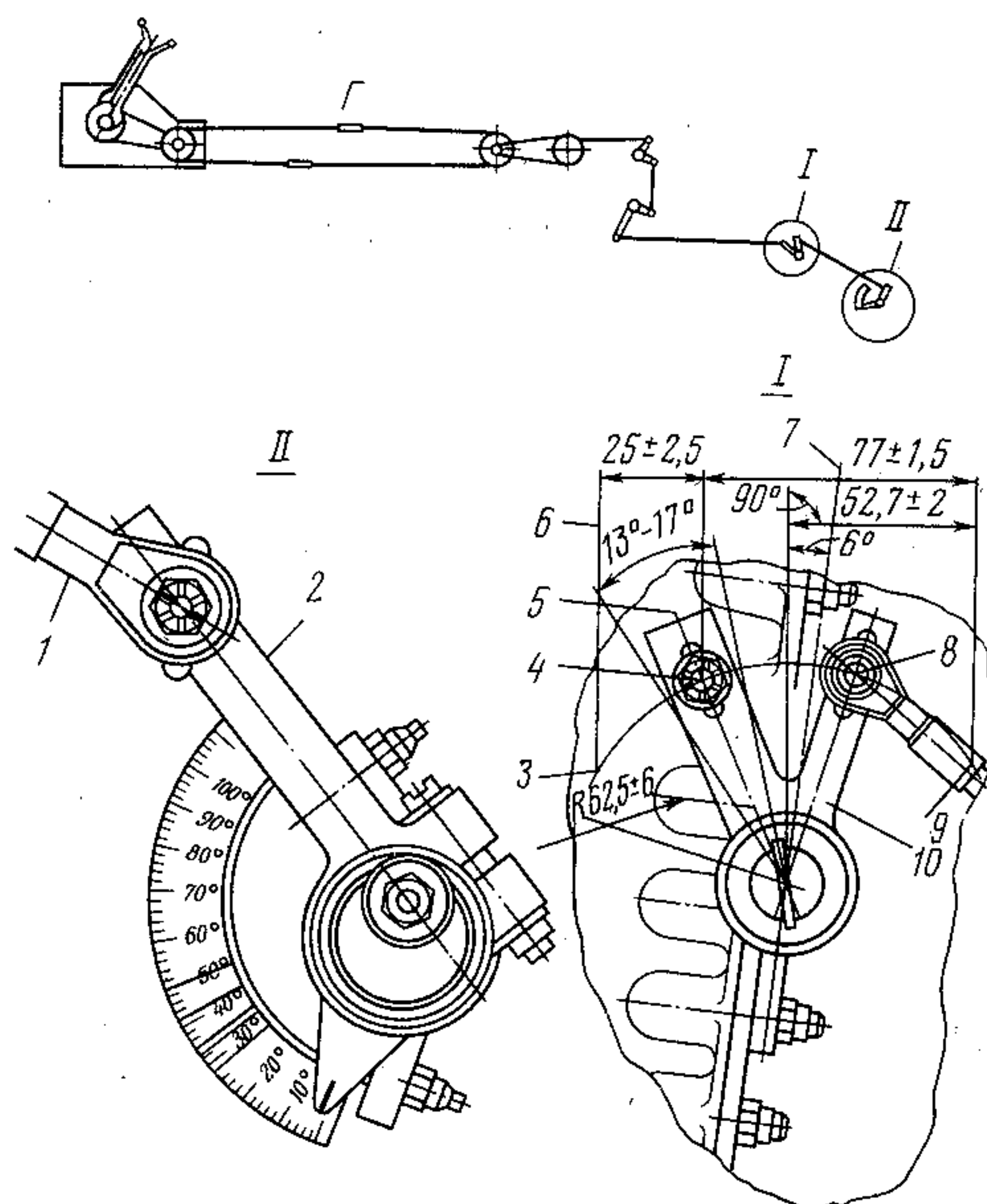


Рис. 104. Схема положения элементов системы управления двигателем на этапе ее регулировки:

1 — тяга управления; 2 — рычаг дроссельного крана НР-30АР; 3 — положение дросселя при обратной тяге; 4 — точка «Нз» подсоединения самолетной тяги; 5 — площадка малого газа; 6 — площадка малого газа; 7 — вертикальная ось двигателя; 8 — точка «А» подсоединения двигательной тяги; 9 — положение дросселя при прямой тяге; 10 — поводок

ные отверстия в тяге перекрывались наконечниками.

4. Перед тем как производить подсоединение системы управления к поводку двигателя, необходимо проверить правильность регулировки двигателя и положение точки «Н₃» подсоединения самолетной тяги

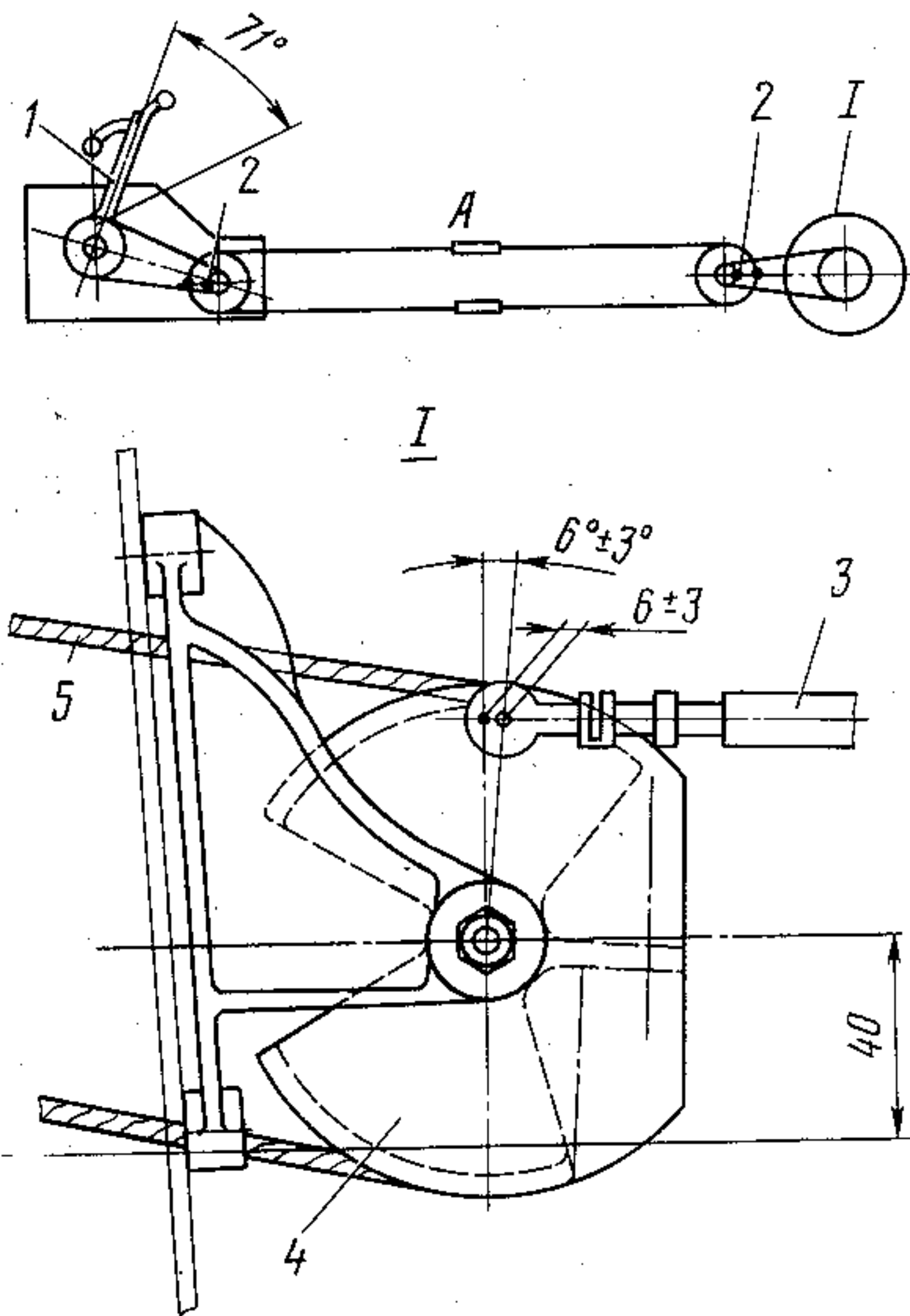


Рис. 105. Схема положения элементов системы управления двигателем на этапе «А» ее регулировки:

1 — рычаг управления двигателем; 2 — ограничители заделки тросов; 3 — тяга управления; 4 — конечный ролик; 5 — трос КСАН-2,5

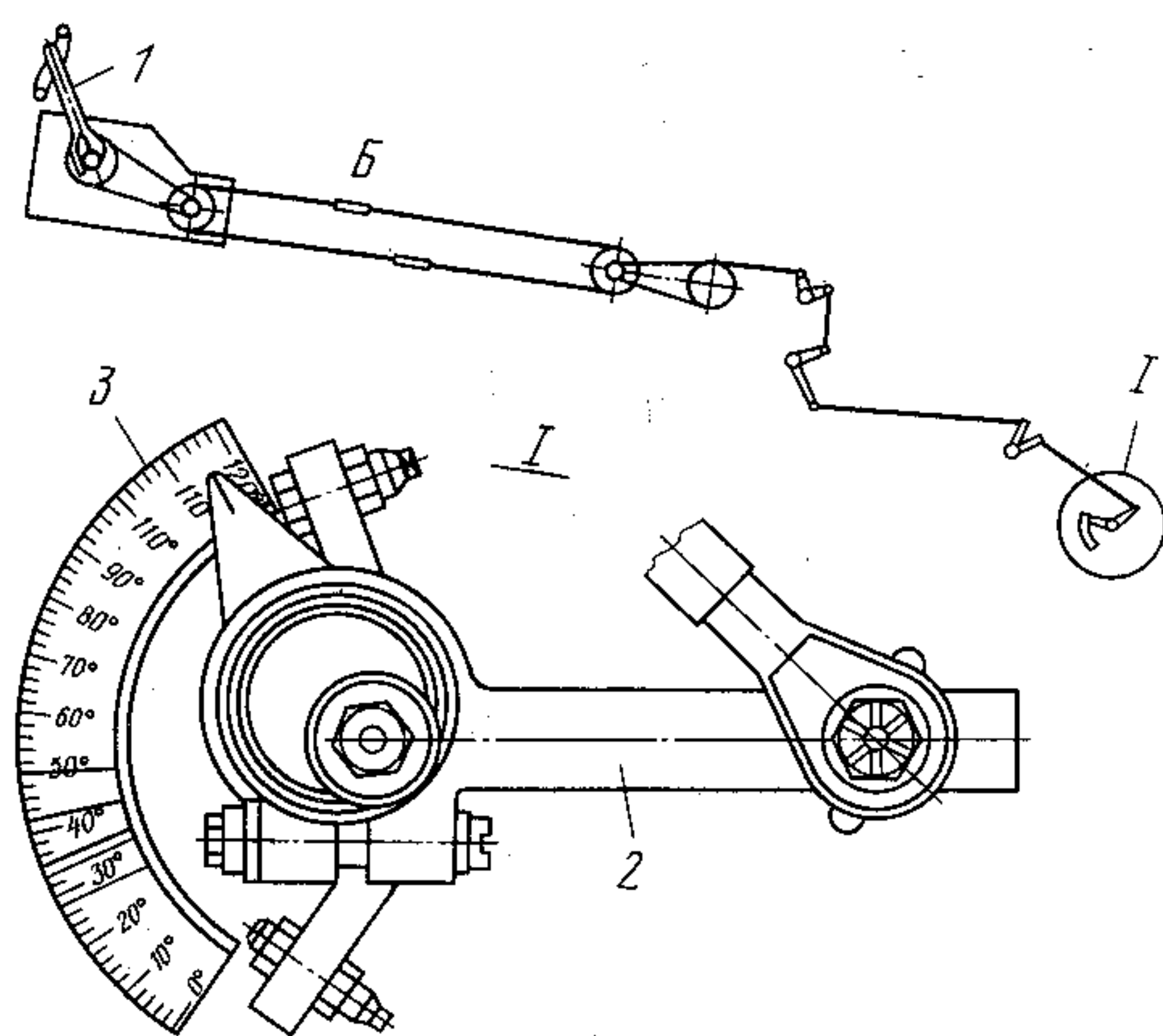


Рис. 106. Схема положения элементов системы управления двигателем на этапе «Б» ее регулировки:

1 — рычаг управления двигателем; 2 — рычаг дроссельного крана НР-30АР; 3 — лимб НР-30АР

к двигателю на радиусе $(62,5 \pm 6)$ мм (рис. 104, узел I).

5. Зазор между тросами (тягой) и неподвижными элементами каркаса должен быть не менее 5 мм, а между тросом (тягой) и подвижными элементами не менее 10 мм.

6. При расторможенных рычагах усилие для перемещения РУД на левом пульте должно быть не более 2,5 кгс, а на правом пульте — не более 4 кгс.

7. Несинхронность положения РУД и рычагов реверсивного устройства допускается не более 0,5 диаметра головки рычага.

8. При переводе рычагов в положение «Останов» зазор между рычагом и прорезью пульта должен быть не менее 6 мм.

9. При проверке регулировки системы управления двигателями необходимо проделать следующие операции:

установить РУД на левом пульте назад на 76° от плоскости верхней панели пульта (рис. 105, положение «А») по рискам, нанесенным на рычагах и на пульте. На правом пульте рычаги должны стоять перпендикулярно плоскости верхней панели пульта. Зафиксировать рычаги тормозом на левом пульте. При этом ограничители заделки тросов на редукционных и конечных роликах должны занимать среднее положение (см. рис. 106, узел I). Если рычаги на правом пульте, редукционные и конечные ролики не установились в указанное положение, то необходимо отрегулировать их положение изменением длин тяг и тросов;

растормозить РУД и перевести их на пульте левого пилота вперед до отказа, оставив зазор не менее 6 мм между ними и торцом верхней панели пульта (рис. 106, положение «Б»). В этом положении зафиксировать РУД тормозным рычагом. Такой же зазор, не менее 6 мм, должен быть на пульте правого пилота. Указанный зазор необходим для того, чтобы выбирать вытяжку

тросов при работе системы управления. В этом положении РУД рычаг дроссельного крана НР-30АР должен быть на упоре максимального режима;

перевести РУД на левом пульте пилота назад до упора малого газа. При этом стрелка поводков на НР-30АР должна находиться против средней риски площадки малого газа с допуском 2 мм выше средней риски (рис. 107, положение «В»);

перевести рычаги управления реверсивным устройством вверх, оставив зазор 1,5—2 мм между рычагом реверсивного управления и упорным винтом. При этом поводки на двигателях должны дойти до упора максимального режима реверсирования тяги. Проверку следует производить при отсоединенной тяге или при работающем двигателе;

перевести рычаг управления реверсивным устройством вниз до упора, при этом рычаг дроссельного крана должен установиться на площадке малого газа.

10—11. Угловое перемещение рычагов реверсивного устройства относительно рычагов управления Г1 и Г2 допускается только тогда, когда рычаги Г1 и Г2 установлены на упоры малого газа или сдвинуты вперед от упоров не более чем на 6 мм.

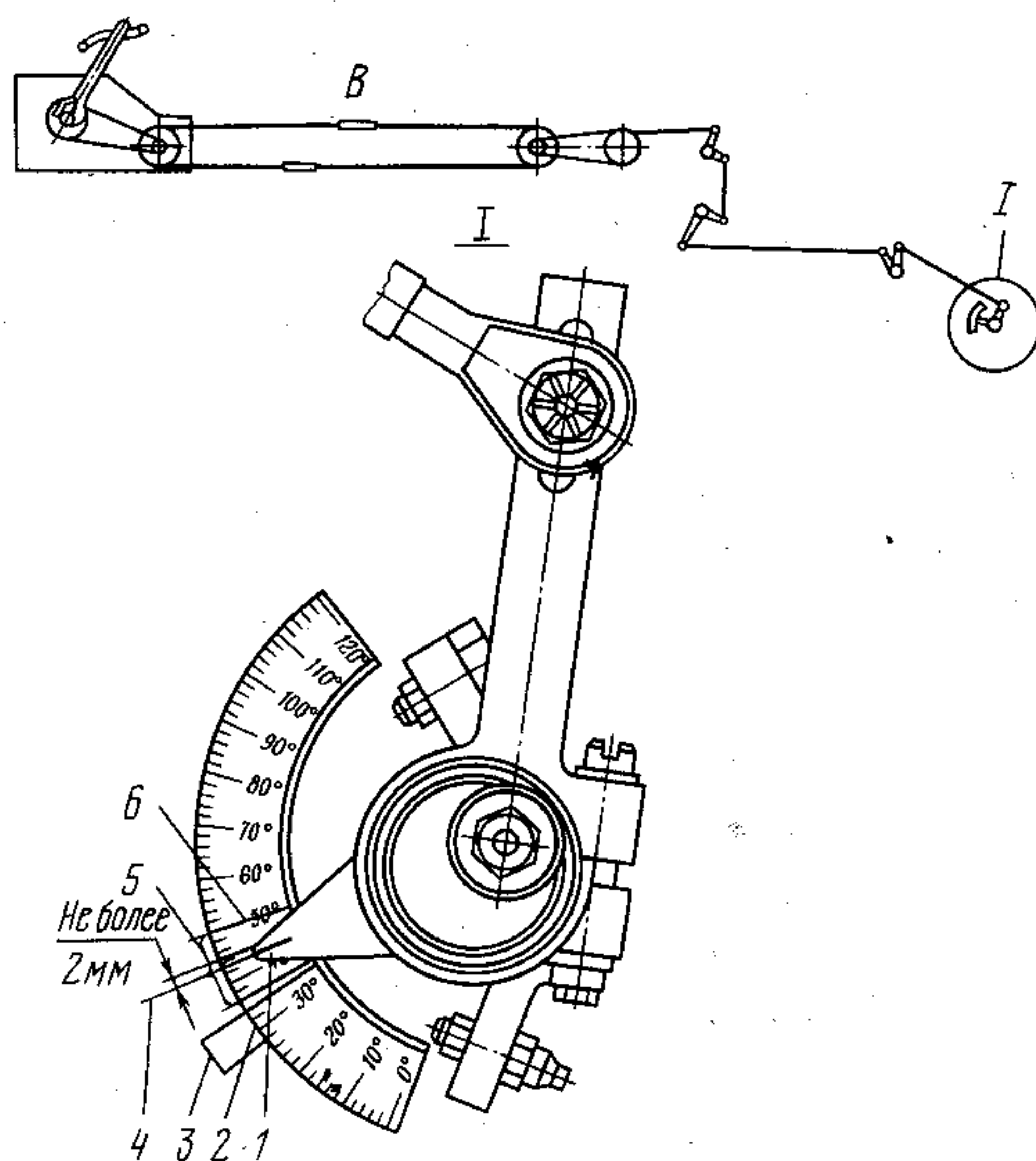


Рис. 107. Схема положения элементов системы управления двигателем на этапе регулировки «В»:

1 — риски на поводке; 2 — нижняя риска площадки малого газа; 3 — площадка включения реверсивного устройства; 4 — средняя риска; 5 — площадка малого газа; 6 — верхняя риска площадки

При этом усилие перемещения, приложенное по центрам шариков, должно быть не более 5 кгс. (Данные условия распространяются на конкретные номера самолетов, указанные в НТД.)

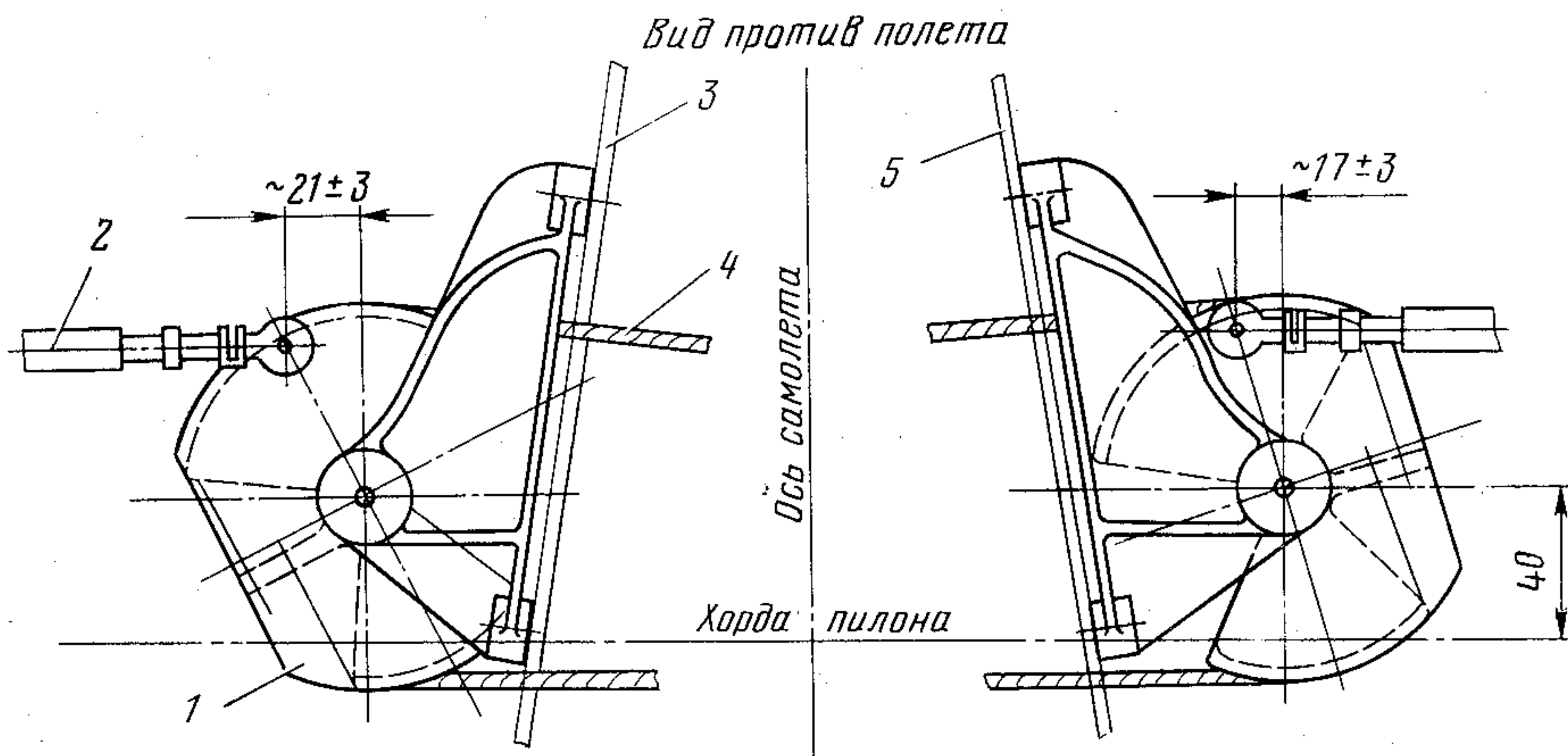


Рис. 108. Положение осей тяг на конечных роликах по правому и левому бортам на этапе регулировки системы останова двигателя:

1 — конечный ролик; 2 — тяга управления; 3 — правый борт; 4 — трос КСАН-2,5; 5 — левый борт

12. При регулировке системы останова двигателя установить рычаги сектора останова в положение «Запуск», при этом оси подсоединения тяг на роликах у шпангоута № 48 должны отклониться по левому борту на (17 ± 3) мм от вертикали в сторону фюзеляжа и по правому борту (на 21 ± 3) мм от вертикали к фюзеляжу (рис. 108).

13. При перемещении рычагов останова в крайнее положение «Запуск» и «Останов» поводки останова на НР-30АР должны доходить до соответствующих упоров.

14. Рычаги в положении «Запуск» не должны срываться с защелок при отпущенной гашетке.

15. Кроме настоящих требований к тросовой проводке необходимо руководствоваться техническими условиями по эксплуатации тросовой проводки системы управления самолетов.

16. Время работы двигателей на режиме максимального реверсирования тяги не более 1 мин.

17. Если после включения реверсивного устройства не загорится одна из желтых ламп — «Замок реверса» или зеленых — «Реверс включен» и у самолета появится разворачивающий момент, то реверсивное устройство необходимо срочно выключить.

18. При самопроизвольном загорании сигнальных ламп «Замок реверса», «Реверс включен» экстренно выключить двигатель.

19. Проверку и регулировку системы на двигателе производить в соответствии с инструкцией по эксплуатации двигателя.

20. В левой мотогондоле зазор между тягой и коллектором двигателя в положении максимального реверсирования тяги должен быть не менее 3 мм. В диапазоне «Малый газ — максимальная прямая тяга» — не менее 5 мм.

21. Регулировку системы управления производить изменением длины тяг, присоединенных к поводкам, перемещением точек крепления тяг

на качалках с рифлеными болтами, изменением длины тяг в пиллонах и дополнительно перестановкой рифленого болта на ролике в левом пилоне.

22. При регулировке системы на площадке малого газа разрешается перемещать упоры малого газа на левом пульте.

23. При регулировке управления точку подсоединения самолетной тяги на поводке вдоль прорези не перемещать (рис. 104, узел I).

24. Проверку регулировки управления производить как с левого, так и с правого пультов.

Глава 4

АВИАЦИОННОЕ И РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

4.1. СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

Состав систем

Самолет Ту-134А оборудован тремя системами электроснабжения: постоянного тока напряжением 27,5 В; переменного однофазного тока напряжением 115 В, частотой 400 Гц; переменного трехфазного тока напряжением 36 В, частотой 400 Гц. Основной является система постоянного тока. Системы переменного тока преобразуют постоянный ток в переменный с помощью электромашинных преобразователей. Кроме систем электроснабжения на самолете установлены два автономных преобразователя постоянного тока в переменный: ПО-600С (выходное напряжение 127 В, частота 50 Гц) с повышающим трансформатором АСБ-0,3 (выходное напряжение 220 В, частота 50 Гц) для питания холодильника и электробритв; СПО-4 (выходное напряжение 36 В, частота 400 Гц) для питания приборов.

Управление системами электроснабжения осуществляется с единого

электрощитка, размещенного на пульте штурмана. Системы электропитания постоянного тока и однофазного переменного тока напряжением 115 В выполнены по однопроводной схеме. В качестве второго токопровода используется каркас самолета. Системы электропитания разбиты на отдельные фидеры, которые изображены на фидерных (формулярах) схемах, прилагаемых к самолету.

Все провода сети маркированы. Провода собраны в жгуты посредством бандажей из ниток «Нара». Жгуты так же, как и провода, имеют маркировку. Жгутам кабины экипажа присвоен индекс «Л», жгутам фюзеляжа и центроплана в районе фюзеляжа — «Ц», жгутам правой отъемной части крыла — «КП», левой — «КЛ», хвостовой части фюзеляжа — «Х», пассажирской кабины — «П», хвостового оперения — «О», мотогондолы левого двигателя — «МЛ» и мотогондолы правого двигателя — «МП».

Для удобства монтажа и демонтажа электросети применены разъемные устройства типа клеммных колодок с болтовым креплением проводов, штепсельные разъемы серии ШР или 2РМД, а в местах прохода проводов через герметические стенки — штепсельные разъемы 2РМГД. С целью исключения ошибок при соединении штепсельных разъемов разъем обозначен номерами; как правило, на правом борту — четные номера, на левом — нечетные. При установке в одном месте нескольких одинаковых разъемов их дополнительно маркируют красками различных цветов: на половине штепсельного разъема, закрепленной в жгуте, окрашена зажимная гайка, а возле неподвижно закрепленной половины штепсельного разъема на конструкции нанесен круг тем же цветом краски. Места, где в процессе эксплуатации не требуется отсоединения проводов, соединены глухими стыками, а в малоответственных це-

лях применены индивидуальные разъемы серии ИР. Кроме вышеуказанных разъемов в местах прохода проводов больших сечений через герметические перегородки применены герметические проходные штуцера. Провода заделаны в наконечники на индивидуальных разъемах и глухих стыках обжатием специальными щипцами, а на штепсельных разъемах, реле — пайкой припоем ПОС-40, ПСрМО5 или ПОС-61 с канифолью.

Система электропитания постоянного тока

Система состоит из источников электроэнергии; распределительной сети; приборов контроля и аппаратуры управления системой.

Источники электроэнергии. На самолете Ту-134А основные источники постоянного тока — генератор ГС-18ТО (ГС-18МО). Все они подключаются на общую шину сети параллельно через свои дифференциально-минимальные реле. Основные генераторы охлаждаются скоростным напором воздуха, который подводится от воздухозаборника.

Каждый основной генератор работает в комплекте с аппаратурой: регулятором напряжения РН-18ОМ, с выносным реостатом ВС-25ТВ и конденсатором МБГО-2-160-4-П емкостью 4 мкФ; дифференциально-минимальным реле ДМР-600Т; автоматом АЗП-8М защиты сети от перенапряжения генератора

Основные технические данные ГС-18ТО

Номинальная мощность (при напряжении 30 В), кВт	18
Напряжение, В	26,5—30
Номинальный ток нагрузки, А	600
Диапазон частоты вращения, об/мин	5018—8085
Ток возбуждения (в зависимости от частоты вращения), А	2,3—11,7
Высота щеток, мм, не менее	18
Режим работы	длительный
Передаточное число	0,697
Масса, кг, не более	40

В полете (с охлаждением) генератор может нести кратковременно следующие нагрузки:

1200 А (100% перегрузки) в течение 10 с при частоте вращения двигателя не менее 8610 об/мин (72,5—74%);

900 А (50% перегрузки) в течение 1 мин на всех режимах работы двигателя — от режима малого газа до взлетного режима;

750 А (25% перегрузки) в течение 30 мин при частоте вращения двигателя 8160 об/мин (72,5—74%) и следующих условиях: а) на высоте 10 000 м при температуре воздуха продува — 35°C; б) на высотах от 10 000 м до 3 000 м и температуре воздуха продува от —35 до —5°C; в) на высотах от 3000 м до 0 и температуре воздуха продува от —5 до +5°C. Во всех перечисленных в пп. а, б, в условиях при снижении частоты вращения двигателя до режима малого газа (61—62,5%) ток нагрузки генератора не должен превышать 600 А.

На земле (без охлаждения) генератор может давать ток 300 А (50% нагрузки) в течение 20 мин на всех режимах работы двигателя, начиная с режима малого газа и выше.

Регулирование напряжения основных генераторов выполняется при работающих двигателях или ВСУ и питании бортовой сети от внешнего источника в следующем порядке:

установить выключатель ВГ-15К генератора в выключенное положение;

установить переключатель вольтметра в положение регулируемого генератора;

установить рычаг управления двигателем (РУД) на номинальный режим (92—93%);

установить вращением выносного реостата ВС-25ТВ регулируемого генератора напряжение 27,5—28 В;

уменьшить частоту вращения двигателя до минимальной (58—54%), напряжение генератора может

уменьшиться, но не более чем на 1—1,5 В;

включить генератор в сеть, для чего: включить выключатель отключенного генератора; выключить внешнее питание, при этом погаснет лампа отключения включенного генератора. Перед отключением внешнего питания выключить часть нагрузки, оставить минимальное число потребителей, необходимых для работы двигателей;

в указанном выше порядке отрегулировать напряжение и включить в сеть остальные генераторы.

Через 15—20 мин работы генераторов при номинальной нагрузке или по истечении 20—30 мин полета (после прогрева генераторов и их регуляторов напряжения) регулируется ток нагрузки генераторов. Регулирование должно производиться при нагрузке каждого генератора не менее 150 А и разбалансе токов нагрузки между генераторами более 80 А в следующем порядке:

включить потребители для создания нагрузки не менее 150 А на каждый генератор;

уменьшить выносными реостатами ВС-25ТВ напряжение более нагруженного генератора до выравнивания их нагрузок при напряжении в сети (по вольтметру) не более 27,5—28 В;

установить переключатель вольтметра в положение «Сеть» и проверить напряжение бортовой сети; если оно ниже 27,5—28 В, повернуть реостаты всех генераторов на один и тот же угол и установить напряжение 27,5—28 В при равных токах нагрузки генераторов;

выключить потребители, не нужные для нормального выполнения полета в данных условиях, и проверить по амперметрам нагрузку генераторов. После выключения части потребителей напряжение должно увеличиться не более чем на 1—1,5 В.

Разбаланс нагрузок между генераторами до 80 А при малых нагрузках (до 150 А) безопасен,

но все генераторы должны отдавать ток в бортовую сеть, а лампы сигнализации отключения генератора не должны гореть.

Регулирование распределения нагрузки между генераторами в каждом полете производить не обязательно, но следить за равномерностью ее распределения необходимо постоянно. О всех ненормальных работах генераторов надо информировать соответствующие службы с целью устранения неисправностей. В случаях необходимости поставить основную сеть под напряжение аккумулятора, после отключения от нее всех генераторов (до снижения на высоту 3 000 м и запуска ВСУ), для чего нажать кнопку «Включ. аккумулятора на сеть после остановки двигателей». При этом надо помнить, что: емкость аккумуляторной батареи ограничена, и все потребители, кроме тех, для которых аккумуляторная батарея включалась на основную сеть, должны быть включены; лампы сигнализации «Приборы питаются от аккумуля.» гореть не будут.

После снижения самолета на высоту 3 000 м запустить ВСУ и после выхода ВСУ на режим установить переключатель «РАП-ВСУ» в положение «ВСУ». При этом генератор ВСУ автоматически подключается к сети после выхода ВСУ на режим $n=85\%$. Подключение генератора ВСУ к сети контролируется по загоранию лампы «Генер. ВСУ включ.» и наличие тока нагрузки на амперметре генератора ВСУ. Для подключения генератора ВСУ к основной сети необходимо нажать кнопку.

Подключение генератора ВСУ к основной сети контролируется погасанием ламп «Приборы питаются от аккумуля.».

Во избежание опасной перегрузки одного из генераторов такие мощные потребители энергии, как противобледенитель стабилизатора, система обогрева стекол фонаря кабины экипажа или проблесковые маяки СМН-2К, вызывающие включение

резервного преобразователя ПО-4500, а также отключаемую шину бытовых приборов, необходимо включать поочередно, контролируя равномерность распределения нагрузки между генераторами. Нагрузка генератора более 500 А в нормальном полете не должна иметь места. В нормальном полете все генераторы должны быть включены. Генераторы выключаются только при их неисправности, о чем докладывается командиру корабля.

Генератор ВСУ ГС-12ТО установлен на коробке приводов ВСУ и приводится во вращение газотурбинным двигателем (ГТД) с передаточным числом 0,16333 (частота вращения 6500 об/мин). Охлаждение генератора принудительное и осуществляется вентилятором, приводимым во вращение ГТД ВСУ. Генератор ВСУ работает в комплекте со следующей регулирующей и защитной аппаратурой: регулятором напряжения РН-18ОМ с выносным реостатом ВС-25ТВ; дифференциально-минимальным реле ДМР-400Т; автоматом АЗП-8М (5 серия) защиты сети от перенапряжения генератора.

Кроме автоматической регулировки напряжения генератора предусмотрено ручное регулирование с помощью выносного реостата. Переключение генератора ВСУ со стартерного режима на генераторный обеспечивается автоматической панелью АПД-30БТ запуска ВСУ и панелью стартера-генератора ПСГ-6. Параллельная работа основных генераторов на сеть и генератора ВСУ исключается блокировкой. При включении в сеть основных генераторов генератор ВСУ автоматически отключается.

Основные технические данные ГС-12ТО

Стартерный режим

Напряжение питания, В	20—30
Средний потребляемый ток, А, не более	600
Пиковое значение тока, А, не более	1500

Частота вращения выходного вала
в момент отключения, об/мин, не
более 3000

Генераторный режим

Номинальная мощность (при напряжении 30 В), кВт	12
Напряжение, В	26,5—30
Номинальный ток нагрузки, А	400
Высота щеток, мм	18
Передаточное число	0,16333
Режим работы	длительный
Масса, кг	31

Свинцово-кислотная аккумуляторная батарея 12-САМ-55 предназначена для запуска двигателя ВСУ, кратковременного питания необходимого оборудования на земле, для работы в полете в буфере с генераторами и для питания аварийной сети при выходе из строя основной сети. Батарея состоит из двух 12-вольтовых полубатарей, соединенных последовательно.

Основные технические данные 12 САМ-55

Номинальное напряжение, В . . .	24
Время разряда при режимах:	
длительном, ч	5
стартерном, с	25
Разрешаемое число запусков (с перерывом после каждого запуска 2 мин) при начальной температуре электролита: ($+25 \pm 2$)°C . . .	6
(-5 ± 2)°C . . .	3
Номинальная емкость батареи в эксплуатации при длительном режиме разряда, А·ч:	
в первом полугодии	55
во втором полугодии	50
Максимально допустимый разрядный ток, А	1500
Допустимое напряжение разряда, В, при режимах:	
длительном:	
на каждый элемент	1,7
» клеммах батареи	20,4
стартерном:	
на каждый элемент	1,33
» клеммах батареи	16
Плотность электролита (H_2SO_4), г/см ³	$1,260 \pm 0,005$
Емкость батареи, пригодной для эксплуатации на самолете, А·ч, не менее	41,3
Масса батареи с электролитом, кг	53
Уровень электролита	на 6—8 мм выше щитка

Зарядный ток, А:

первая ступень (до достиже- ния напряжения элементов 2,33—2,42 В)	8,5
вторая ступень (до конца заряда)	4,5
Разрядный ток при проведении контрольно-тренировочных раз- ряд-зарядов, А	11

Аккумулятор предназначен для работы в условиях: высотности до 18 км; температуры внешней среды от $+50$ до -50°C ; вибрации места крепления с перегрузкой $2,5g$ и частотой колебаний 50 Гц до $4g$; ударных нагрузок до $4g$.

Контейнер аккумулятора представляет собой коробку из стеклоткани или коробку клепаной конструкции из набора стеклотекстолитовых панелей и уголков.

Для обогрева аккумуляторной батареи в контейнере установлены два нагревательных элемента, которые получают питание от основной сети постоянного тока через предохранитель СП-10, расположенный в центральной распределительной панели (ЦРП). Каждый нагревательный элемент состоит из четырех последовательно соединенных секций из нихромовой проволоки общим сопротивлением 3 Ом, оклеенных стеклотканью. Мощность каждого нагревательного элемента 120 Вт. В целях защиты контейнера от перегрева в цепь нагревательных элементов включен биметаллический термовыключатель АД-155МА-6К, отрегулированный на температуру отключения $(40 \pm 5)^\circ\text{C}$. Обогрев аккумулятора необходимо производить только от внешнего источника питания, подключенного к ШРАП-500.

Аккумуляторная щелочная никель-кадмиевая батарея 20НКБН-25 предназначена для запуска двигателя ВСУ, кратковременного питания необходимого оборудования на земле, для работы в полете в буфере с генераторами и для питания аварийной сети при выходе из строя основной. На самолете установлены две аккумуляторные батареи.

Основные технические данные 20НКБН-25

Номинальное напряжение, В	24
Продолжительность разряда батареи, мин, не менее, токами:	
25А	57
50А	22
100А	11
Разрешаемое число запусков (с перерывом после каждого запуска 3 мин) при начальной температуре электролита:	
(+25±10)°С	5
—5°С	3
Номинальная емкость батареи в эксплуатации, А·ч, при разрядном токе 10А:	
в первом году	25
во втором году	21,25
Гарантированный срок годности батареи, в который входят непосредственная работа на самолете, транспортировка и хранение (число лет)	2
Гарантированный срок службы батареи (число циклов)	250
Емкость батареи в эксплуатации, А·ч при температуре (+25±10)°С:	
в первом году (с 1 по 150 цикл)	25 (или 5 запусков)
во втором году (с 151 по 250 цикл)	21,25 (или 4 запуска)
Максимально допустимый зарядный ток, А, не более	650
Плотность электролита (калий едкий любой марки с добавлением 20 г на 1 л раствора лития едкого), г/см ³	1,19—1,21
Объем электролита, см ³	800
Зарядный ток, А:	
первая ступень в течение 3 ч	10
вторая ступень (~2 ч — до конца заряда)	5
Напряжение, В, при проверке заряда батареи нагрузочной вилкой на 100 А, не менее	23,8
Масса, кг	24

Аккумулятор предназначен для работы в условиях: высотности до 40 км; температуры внешней среды от +50 до —5°С; после пребывания при температуре внешней среды —60 и +60°С (или после пребывания при температуре +100°С в течение 20 мин) с последующим доведением до рабочих температур от +50 до —5°С; вибрации в диапазоне частот 10—300 Гц при уско-

рении до 5g с амплитудой колебания не более 1 мм.

Батареи 20НКБН-25 поставляются в разряженном состоянии, залитые электролитом.

Внешний источник питания постоянного тока подключается к бортовой сети через бортовой штепсельный разъем ШРАП-500. Питающие провода должны иметь суммарное сечение не менее 100 мм² по каждому полюсу. Длительная номинальная нагрузка составляет 500 А, допускается трехкратная перегрузка в течение 60 с и шестикратная перегрузка в течение 15 с. Усилие, необходимое для соединения и разъединения разъема, составляет 32—35 кгс. Вилка ШРАП-500 имеет три штыря. Два толстых, диаметром 11, 15 мм и длиной 52 мм — силовые, имеют маркировку «+» и «—»; третий — вспомогательный, диаметром 8 мм и длиной 32 мм. Вилка ШРАП-500 с контактором бортовой сети соединяется двумя проводами БПВЛТ сечением 50 мм².

Перед подключением внешнего источника питания к бортовой сети убедиться по бортовому вольтметру, что напряжение генераторного источника равно 27,5—28 В; аккумуляторной батареи — не менее 24 В.

В процессе проверки систем самолета под током необходимо контролировать уровень напряжения по бортовому вольтметру и в случаях отклонения напряжения от допустимых значений — выключить переключатель «РАП-ВСУ». Включение в бортовую сеть источников питания с напряжением, отличным от указанного, запрещается. Бортовая система электроснабжения не имеет защиты от перенапряжения внешнего источника питания, поэтому при его использовании необходимо вести контроль за напряжением сети по бортовому вольтметру. Не рекомендуется разъединение розетки ШРАП-500 при включенном переключателе «РАП-ВСУ», чтобы исключить «зуммер» включающего контактора и его перегорание.

Перед включением генераторов в бортовую сеть необходимо проверить по бортовому вольтметру напряжение на их клеммах, которое должно быть 28 В. При отклонении напряжения от указанной нормы необходимо произвести регулирование выносными реостатами. Генераторы включаются в бортовую сеть после запуска двигателей и выхода их на частоту вращения малого газа. При этом генераторы не подключаются к бортовой сети до выключения переключателя «РАП-ВСУ».

Для проверки срабатывания автоматов защиты сети от перенапряжения основных генераторов необходимо при работающих и подключенных к сети генераторах поочередно нажать кнопки проверки автоматов (выключения ДМР-600Т), привести автоматы в исходное положение нажатием кнопки «Вкл.» на его корпусе.

При самопроизвольном отключении генератора от сети загорается лампа сигнализации его отключения, в этом случае необходимо:

- выключить его выключатель;
- проверить напряжение на его клеммах, которое должно быть не более 27,5 В;

- убедиться, что автомат защиты сети от перенапряжения включен. Если он сработал, включить его нажатием кнопки «Вкл.» на его корпусе;

- повторно включить выключатель отключенного генератора;

- в случае необходимости отрегулировать ток нагрузки генератора.

При отключении всех (четырех) генераторов от сети загораются лампы сигнализации их отключения, а также лампы «Приборы питаются от аккумуля.» на щитке управления электроэнергией и в табло опасных режимов на средней приборной доске пилотов.

Проверку работы аккумуляторной батареи производить в следующем порядке. Установить переключатель вольтметра в положение «Акк.». При этом напряжение аккумулятора

должно быть не менее 24 В. При напряжении ниже указанного аккумулятора заменить. Включить выключатель «Вкл. аккумулятор., РАП и ВСУ на сеть», а переключатель вольтметра установить в положение «Аккумулятор. шина» и убедиться в исправности коммутации аварийной сети на основную. При исправной коммутации должны погаснуть лампы «Приборы питаются от аккумуля.», а вольтметр будет фиксировать наличие напряжения на аварийной шине. Установить выключатель «Вкл. аккумулятор., РАП и ВСУ на сеть» в выключенное положение, лампы «Приборы питаются от аккумуля.» должны загореться. После окончания проверки и в течение всего полета выключатель аккумулятора должен находиться во включенном положении. После запуска двигателей и подключения к бортовой сети генераторов выключатель «Вкл. аккумулятор., РАП и ВСУ на сеть» включается и должен находиться в этом положении в течение всего полета.

В случае отключения от бортовой сети всех основных генераторов преобразователь СПО-4 переключается на режим питания 22—24 В, отключается основная сеть от аварийной, после снятия напряжения с шины основной сети аварийная сеть перейдет на питание от аккумуляторной батареи. Кроме того, запускается преобразователь ПО-500А, подготавливается цепь переключения питания топливных насосов № 2 и № 6 на аварийную сеть (в случае запуска двигателей в воздухе) и цепь подключения генератора ВСУ к сети. Одновременно включаются лампы сигнализации «Приборы питаются от аккумуля.». Под напряжением аккумулятора остается только аварийная сеть.

Распределительная сеть. Конструктивно сеть выполнена из двух частей: основной (генераторного питания) и аварийной (аккумуляторного питания), которые соединяются между собой контактором объединения, когда основная сеть находит-

ся под напряжением. К аварийной сети подключены потребители, без которых невозможно продолжение полета и выполнение посадки.

При выходе из строя основной сети или всех основных генераторов автоматически выключается контактор включения аккумуляторов, РАП и ВСУ на сеть и контактор объединения сетей, при этом основная сеть и ее потребители обесточиваются, а аварийная сеть переключается на питание от аккумуляторов.

К аварийной сети подключены следующие потребители: УКВ-радиостанций; громкоговорящее устройство СГУ-15 (СГС-25); самолетное переговорное устройство СПУ-7; управление интерцепторами и световая сигнализация их положения; самописцы КЗ-63 (на отдельных самолетах не устанавливаются) и МСРП; преобразователь ПТ-200Ц; автоматический радиокompас № 1; указатель высоты УВИД; сигнализация достижения самолетом предельной скорости полета; сигнализация наличия дыма в заднем багажнике; клапаны сброса давления из гермокабины и электромеханизм управления обогревом остекления фонаря кабины пилотов; управление кранами наддува гермокабины; световая и звуковая сигнализация перенадува и падения давления в гермокабине; указатели положения посадочного щитка и стабилизатора; автомат тормозов; управление шасси, световая и звуковая сигнализация их положения; табло сигнализации опасных режимов; управление гидроусилителем, полетным загрузателем и электромеханизмом триммерного эффекта взлетно-посадочного загрузателя РН; кольцевание гидроусилителя РН; управление триммерами элеронов, РВ и РН; управление запуском в воздухе основных двигателей и двигателей ВСУ; зажигание двигателей; питание топливных насосов № 4 и № 7; питание топливных насосов № 2 и № 6 на время запуска двигателей

в воздухе; топливомер (измерительная часть); ручное управление топливными насосами № 4 и 7; сигнализация работы топливных насосов; управление пожарными кранами и краном кольцевания топливной системы; противопожарная система; приборы ЭМИ-ЗРТИ контроля работы двигателей; преобразователь тока ПО-500А; статический преобразователь напряжения СПО-4; обогрев приемника полного давления приборов первого пилота и самописцев; дежурное освещение пассажирских кабин; освещение кабин экипажа; звуковая сигнализация (Сирена С-1); магнитофон МС-61Б.

При переключении аварийной сети на питание от аккумулятора на табло опасных режимов и на щитке управления электроэнергией загораются лампы, сигнализирующие о том, что аварийная сеть питается от аккумулятора.

Силовая распределительная сеть системы выполнена из проводов марки БПВЛА (бортовой провод с виниловой изоляцией, лакированный, с алюминиевыми жилами, в тропическом исполнении) сечением от 50 до 70 мм² и проводов марки БПВЛТ (бортовой провод с виниловой изоляцией, лакированный, с медными лужеными жилами, в тропическом исполнении) сечением от 0,35 до 95 мм². Провод БПВЛ применен для питания панелей АЗС, электрощитка бортпроводника, распределительной коробки (РК) хвостовой части фюзеляжа, РК ВСУ и РК хвостового оперения. Для снижения массы проводки большая часть распределительной сети выполнена из алюминиевых проводов БПВЛА. В целях опознавания алюминиевые провода имеют специальную дополнительную маркировку: у кабельных наконечников в виде кольца красного цвета, нанесенного на изолирующую виниловую трубку.

Для повышения живучести распределительной сети силовые провода ко всем основным распределительным устройствам проложены по

обоим бортам фюзеляжа и закорочены между собой шинами сети в ЦРП и в силовой РК шпангоута № 15. При выходе из строя проводов одного борта РК будут получать питание по проводам другого борта.

В распределительных устройствах кабины экипажа основания сеть разбита на две шины № 1 и № 2, которые получают двойное питание через провода, проложенные по разным бортам. К шинам № 1 и № 2 подключено по 50% потребителей, получающих питание от этого распределительного устройства. Поэтому при выходе из строя одной шины обесточивается только 50% потребителей, подключенных к данному распределительному устройству.

Одновременное подключение к основной сети противообледенителя стабилизатора и бытового оборудования буфета-кухни при отказе двух генераторов должно быть исключено. С этой целью в РК пассажирской кабины предусмотрена отключаемая шина бытовых приборов, контактор включения которой управляется выключателем, размещенным на щитке управления электроэнергией. Там же имеется надпись «При отключении двух генераторов выключи шину бытовых приборов».

Провода силовой распределительной сети с обоих концов защищены от коротких замыканий инерционно-плавкими предохранителями типа ИП-50, ИП-35, ИП-30, ИП-15 и тугоплавкими предохранителями типа ТП-200, ТП-400, ТП-600, ТП-900. Предохранители размещены в распределительных устройствах.

Потребители электроэнергии постоянного тока в соответствии с фидерными схемами получают питание от распределительных устройств силовой распределительной сети. Сеть потребителей тока выполнена из медных проводов марки БПВЛТ сечением от 0,35 до 95 мм². Провода сети потребителей защищены от токовых перегрузок и корот-

ких замыканий предохранителями или автоматами защиты сети. Для защиты фидеров потребителей применены: биметаллические автоматы защиты сети типа АЗСГ на токи защиты 2—20 А; плавкие предохранители типа СП на токи защиты 1—20 А; предохранители типа ИП на токи защиты 5—250 А; предохранители типа ТП на токи защиты 200—900 А.

Сечения проводов, мм² подключаемых к АЗС, следующие: АЗС-2—0,35; АЗС-5—0,5; АЗС-10—1; АЗС-15—1,5; АЗС-20—1,93; АЗС-25—2,5; АЗС-30—4; АЗС-40—5,15; АЗС-50—6.

Основные параметры медных проводов БПВЛ указаны в табл. 17. Провода марки БПГРЛ (бортовой гибкий провод с резиновой изоляцией в лакированной защитной оболочке) применяются для монтажа

Таблица 17

Диаметр жилы, мм	Сечение, мм ²	Нагрузка, А		Сопротивление, Ом/м	Диаметр провода, мм	
		одного провода	жгута		неэкранированного	экранированного
0,75	0,35	10	6	0,058	2,3	2,9
0,95	0,5	13	9	0,0413	2,5	3,1
1,10	0,75	16	11	0,0268	2,7	3,3
1,21	0,88	18	13	0,0228	2,8	3,4
1,30	1,0	20	14	0,0205	3,6	3,6
1,4	1,25	22	16	0,0163	3,1	3,9
1,6	1,5	25	18	0,0133	3,4	4,2
1,8	1,93	30	22	0,0104	3,6	4,4
2,1	2,5	35	25	0,008	3,9	4,7
2,25	3,0	40	28	0,0066	4,1	4,9
2,9	4,0	48	35	0,005	4,7	5,5
3,25	5,15	55	40	0,0038	5,1	5,9
3,57	6,0	60	45	0,0033	5,4	6,2
4,25	8,8	75	56	0,0024	6,2	7,0
4,68	10,0	82	63	0,002	5,9	8,1
5,4	13,0	97	75	0,0015	7,5	8,7
6,1	16,0	100	85	0,0012	8,0	9,2
6,75	21,0	130	100	0,0096	8,9	10,1
7,35	25,0	150	114	0,0008	9,5	10,7
8,23	35,0	180	140	0,000557	11,1	12,3
8,7	41,0	200	155	0,00049	12,0	13,2
10,1	50,0	225	175	0,0004	13,0	14,2
12,5	70,0	280	220	0,00029	14,5	15,7
14,28	95,0	340	270	0,0002	17,0	18,2

бортовой сети самолета, подвергающихся перегибам в местах перехода проводки с неподвижных частей на подвижные и для работы при напряжении 250 В постоянного и переменного тока частотой 1000 Гц.

Распределительные устройства предназначены для подвода электроэнергии к потребителям и коммутации питания сети. Центральная распределительная панель является основным распределительным устройством и конструктивно выполнена из трех отдельных элементов: панели генераторов; панели распределения электроэнергии; РК реле ЦРП.

Все источники питания (бортовые и внешние) подключаются к сети через шины ЦРП, и все распределительные устройства системы получают питание через ЦРП. В ЦРП размещены три шины: шина основной сети, шина аварийной сети и коммутационная шина аккумулятора, РАП и ВСУ. К шине основной сети через реле ДМР-600Т подключаются все основные генераторы. К шине аккумулятора, РАП и ВСУ через контакторы ТКС-601 ДОД и реле ДМР-400Т подключены: аккумуляторы, ШРАП-500, генератор ВСУ.

Коммутационная шина подключается к основной сети контактором ТКС-601ДТ с помощью переключателя «Вкл.аккумулятор, РАП и ВСУ на сеть». Шина аварийной сети в зависимости от наличия напряжения в основной сети коммутируется контактором ТКС-111ДОД объединения сетей. При наличии напряжения шина аварийной сети подключается к основной сети, а при обесточивании ее — к коммутационной шине (аккумуляторам, внешнему источнику питания или генератору ВСУ). Во всех щитках питания панелей АЗС и щитке управления электроэнергией расположено по три шины: из них две (№ 1 и № 2) — основной сети и одна — аварийной сети. Все автоматы АЗС, подключенные к шине аварийной сети, окаймлены линией краски желтого цвета.

Электрощитки первого и второго пилотов, верхний электрощиток пилотов, электрощитки бортпроводника, щиток сигнализации, панель выключателей щитка управления электроэнергией шин не имеют, в них размещены только контактные болты. На электрощитках бортпроводника, щитка управления электроэнергией и щитке сигнализации в качестве некоторых переключателей используются автоматы АЗС. В фидерных схемах около условных обозначений этих автоматов проставляется буква-индекс «(В)». При совместном расположении на щитке автоматов защиты и выключателей последние определяются по отсутствию под ними цифр.

Распределительная сеть включает следующие распределительные устройства: ЦРП; силовую РК шпангоута № 15; силовую левую РК; силовую правую РК; РК хвостовой части фюзеляжа; РК хвостового оперения; РК пассажирской кабины; левую панель АЗС; правую панель АЗС, панель АЗС первого пилота; щиток управления электроэнергией; электрощиток бортпроводника. Кроме этого, имеются: верхний электрощиток пилотов; электрощиток первого пилота; электрощиток второго пилота; электрощиток управления кондиционированием воздуха; электрощиток сигнализации.

Приборы контроля и аппаратура управления. Они размещены на щитке управления электроэнергией, который установлен на пульте штурмана. Нагрузка основных генераторов контролируется четырьмя амперметрами А-3 со шкалой на 100—0—900 А. Нагрузка аккумуляторной батареи, внешнего источника питания (РАП) и генератора ВСУ контролируется одним общим амперметром А-2 со шкалой 50-0-500 А, так как одновременное подключение их к бортовой сети исключается блокировкой. Во избежание выхода из строя этого амперметра при запуске двигателя ВСУ генератором ВСУ от бортового аккумулятора

или РАП на время запуска он автоматически отключается панелью АПД-30БТ. Напряжение бортовых и внешнего источников питания контролируется вольтметром В-1, который с помощью селекторного переключателя поочередно подключается ко всем генераторам, аккумулятору, РАП, основной и аварийной сети. Дополнительно напряжение на аккумуляторной шине контролируется вольтметром В-1, установленным на приборной доске первого пилота.

В полете и на земле после подключения источников питания к основной сети переключатель вольтметра необходимо установить в положение «Сеть». В случаях использования аварийной сети, при загорании сигнальных ламп «Приборы питаются от аккумуля.» (на табло опасных режимов нанесена надпись «Аккумулятор. питание») переключатель вольтметра устанавливается в положение «Аккумулятор. шина».

Кроме приборов контроля предусмотрена световая сигнализация подключения источников питания к сетям. Отключение каждого генератора от основной сети сигнализируется загоранием ламп, размещенных под их амперметрами, а обеспечение основной сети (отключение всех генераторов) и переключение аварийной сети на питание от аккумулятора сигнализируется загоранием еще двух ламп «Приборы питаются от аккумуля.», одна из которых размещена на щитке управления электроэнергией, а другая — в табло опасных режимов на средней приборной доске пилотов. Включение генератора ВСУ на шину аварийной сети сигнализируется загоранием лампы «Генератор. ВСУ включ.», которая установлена на щитке управления электроэнергией.

Угольный регулятор напряжения РН-180М предназначен для автоматического поддержания номинального значения напряжения основного генератора и генератора ВСУ при изменении их нагрузки и частоты вращения вала турбины от режима

малого газа до взлетного (максимального) режима. Регулятор РН-180М обеспечивает равномерное распределение нагрузки между генераторами при параллельной работе.

Чувствительным элементом регулятора напряжения служит столб, набранный из угольных шайб. Принцип действия регулятора основывается на свойстве такого столба изменять электрическое сопротивление в зависимости от действующего на него механического осевого усилия. При увеличении этого усилия площадь контакта между угольными шайбами увеличивается, при этом уменьшается электрическое сопротивление всего столба шайб и наоборот.

Основные технические данные РН-180М

Номинальное регулируемое напряжение, В	28,5 ± 1,5
Максимальная мощность, рассеиваемая угольным столбом, Вт, не более	180
Потребляемый рабочей обмоткой ток регулятора, А, не более	0,77
Сопротивление изоляции регулятора в холодном состоянии, мОм, не менее	10
Общее сопротивление внешних соединительных проводов, Ом, не более:	
в цепи возбуждения генератора	0,05
в цепи обмотки параллельной работы	0,15

При параллельной работе генератора постоянного тока с аккумуляторной батареей возможны случаи, когда при снижении частоты вращения якоря генератора его напряжение станет меньше напряжения аккумуляторной батареи.

В этом случае она разряжается не только на нагрузку, но и на генератор. Через генератор при этом протекает ток в обратном направлении — так называемый обратный ток, и генератор работает в двигательном режиме, потребляя энергию из сети. Обратные токи могут достигать больших значений, что неблагоприятно сказывается как

на генераторе, так и на аккумуляторной батарее. Поэтому для автоматического подключения генератора к сети и защиты его от обратных токов в цепи генератора установлен автомат, получивший наименование дифференциально-минимального реле (ДМР). ДМР-600Т и ДМР-400Т, установленные на самолете, по конструкции аналогичны.

Основные технические данные ДМР-600Т и ДМР-400Т

	ДМР-600Т	ДМР-400Т
Номинальное напряжение питания, В	28,5	28,5
Номинальный ток в цепи контактора, А	600	400
Режим работы	длительный	длительный

ДМР срабатывает на включение: при отсутствии напряжения в сети (при наличии в сети потребителей с общим сопротивлением не более 100 Ом) и при напряжении генератора не более 24В; при наличии напряжения в сети, когда напряжение генератора превысит напряжение в сети на 0,2—1 В. ДМР срабатывает на отключение: при обратном токе генератора, равном 25—50А для ДМР-600Т и 15—35А для ДМР-400Т.

ДМР безотказно работает в следующих условиях: в диапазоне рабочего напряжения 25—30 В; при относительной влажности окружающей среды до 98% при температуре 20°С; при высотах над уровнем моря и температурах окружающей среды согласно табл. 18; при вибрации

места крепления в диапазоне частот от 10 до 200 Гц; при центробежных ускорениях до 8 g ДМР выдерживает ударную нагрузку с ускорением 4 g в диапазоне от 40 до 100 ударов в минуту.

Сопротивление изоляции ДМР в холодном состоянии должно быть не менее 20 мОм. Сопротивление провода между генератором и клеммой «Ген.» ДМР должно быть не более 0,002 Ом. Прокладка шайб между шинами реле и силовыми шинами сети не допускается.

Автомат АЗП-8М предназначен для защиты сети от аварийного повышения напряжения, связанного с перевозбуждением генератора, или из-за отказа в работе регулятора напряжения. Автомат АЗП-8М применяется для защиты сети от перенапряжения генератора ВСУ или основных генераторов.

Основные технические данные АЗП-8М

Напряжение срабатывания, В . . .	33±0,3
Время срабатывания автомата, с, при внезапном повышении напряжения генератора:	
до 37В	0,25—0,7
до 60В	0,07—0,1
Режим работы	продолжительный
Масса, кг, не более	1,8

Автомат безотказно работает в следующих условиях: при относительной влажности окружающей среды до 100% при температуре (40±3)°С; при температуре окружающей среды от +60 до -60°С; при атмосферном давлении до 41 мм рт. ст.; при циклических изменениях температур от +80 до -60°С.

В условиях механических воздействий, направленных по продольной оси, автомат виброустойчив в диапазоне частот 5—300 Гц при ускорении до 5 g, вибропрочен в диапазоне частот 20—300 Гц с амплитудой 0,5 мм и ускорением 5 g; удароустойчив при ускорении 15 g и длительности импульса 20—50 м/с; ударопрочен при ускорении 15 g

Таблица 18

Высота, км	Температура окружающей среды, °С, при режиме работы		
	длительном	не более 5 мин	не более 20 мин
0	-60 ÷ +90	—	—
15	-60 ÷ +20	+130	+70
20	-60 ÷ 0	—	—
25	—	+130	—

и длительности импульса 20—50 м/с, устойчив к линейным ускорениям 10 g, выдерживает транспортирование при ускорении 15 g и длительности импульса 5—10 м/с.

Управление системой электроснабжения обеспечивается: переключателями генераторов на основную часть; переключателем «РАП—ВСУ» внешнего источника питания или генератора ВСУ на шину аккумулятора, РАП и ВСУ; переключателем аккумулятора, внешнего источника питания и генератора ВСУ на основную сеть; переключателем аккумулятора на шину аккумулятора, РАП и ВСУ; выключателем обогрева контейнера аккумулятора на отдельных самолетах; кнопкой включения аккумулятора на основную сеть после остановки двигателей (отключения всех генераторов); переключателем вольтметра; реостатами ВС—25ТВ регулирования напряжения генераторов; кнопками наземной проверки работоспособности автоматов защиты сети от перенапряжения генераторов; кнопками «Вкл.», установленными на корпусе, приведения автоматов защиты сети от перенапряжения генераторов в исходное положение после их срабатывания.

Система электроснабжения переменного однофазного тока

Система электроснабжения переменного тока 115В, 400 Гц состоит из источников электроэнергии; распределительных сетей; приборов контроля и аппаратуры управления системой. Конструктивно система электроснабжения выполнена из трех сетей: основной, вспомогательной и аварийной. Все три сети автономны и могут работать одновременно. В нормальных условиях работы системы аварийная сеть объединена с помощью реле ТКЕ-52ПД1 с основной сетью. При выходе из строя основной сети переменного тока 115В (отключении от бортовой сети всех генераторов по-

стоянного тока) автоматически запускается преобразователь тока ПО-500 А и аварийная сеть переключается на питание от ПО-500 А. При всех случаях выхода из строя основной сети переменного тока 115В автоматически запускается преобразователь тока ПО-500А и аварийная сеть переключателя на питание от ПО-500А.

Кроме того, аварийная сеть может быть переведена в автономный режим ручным включением ПО-500А. При автоматическом включении ПО-500А в полете он автоматически выключается после посадки самолета с помощью конечных выключателей обжатого положения основных опор и двух общих (для всех систем самолета) реле блокировки.

Потребителями электроэнергии основной сети являются: автоматы расхода топлива; расходомеры топлива; автоматика кондиционирования воздуха в кабинах; радиовысомер; самолетный радиолокационный ответчик; радиолокатор обзора земли; навигационная автономная система; система ближней навигации; автомат углов атаки, скольжения и перегрузки; измеритель вибрации двигателей; система обогрева обзорного стекла первого пилота; система освещения пассажирских кабин; сигнализатор обледенения.

Потребители электроэнергии вспомогательной сети — импульсный маяк, системы обогрева обзорного стекла второго пилота и штурмана, связанная радиостанция.

Потребители электроэнергии аварийной сети — топливомеры двигателей (измерительная часть и централизованная заправка), усилители указателей температуры отработавших газов основных двигателей, УКВ-радиостанции.

Источники электроэнергии. Для питания основной и вспомогательной сетей используются два преобразователя тока ПО-4500 VII серии (рабочий и резервный), а для аварийной сети — основная сеть или

преобразователь тока ПО-500А. Основная сеть питается от рабочего преобразователя ПО-4500, а при выходе его из строя — от резервного преобразователя.

Управление преобразователями ПО-4500 осуществляется одним переключателем, размещенным на щитке управления электроэнергией. Переключатель имеет три положения: «Рабочий», «Резервный» и «Выкл». При установке переключателя в положение «Рабочий» запускается и подключается к основной сети рабочий преобразователь, а при установке в положение «Резервный» запускается и подключается к основной сети резервный преобразователь. Кроме того, резервный преобразователь можно запустить и подключить к вспомогательной сети дополнительным переключателем «ПО-4500 резервн. на вспом. шину», установленным на щитке управления электроэнергией. Резервный преобразователь может автоматически включаться при включении маяка СМН-2К, обогрева стекла штурмана. При установке переключателя в положение «Выкл.», преобразователи выключены, сети обесточены. Кроме того, резервный преобразователь с помощью коробки КПР-1 автоматически запускается и подключается к основной сети при выходе из строя рабочего преобразователя.

Вспомогательная сеть питается только от резервного преобразователя, если он не работает на основную сеть. При подключении резервного преобразователя к основной сети переключателем преобразователей или коробкой КПР-1 вспомогательная сеть обесточивается и подключение его к вспомогательной сети в этом случае заблокировано.

Кроме того, запуск резервного преобразователя на питание вспомогательной сети производится автоматически при включении ее потребителей, кроме станции «Микрон» и системы освещения пассажирских

кабин. Работа резервного преобразователя сигнализируется горением лампы, размещенной на щитке управления электроэнергией.

Электродвигатели преобразователей ПО-4500 получают питание от основной сети постоянного тока через предохранители защиты ТП-400, размещенные в ЦРП электроэнергии.

Электродвигатель преобразователя ПО-500А получает питание от аварийной сети постоянного тока через предохранитель ИП-50, размещенный в силовой РК шпангоута № 15. Преобразователи ПО-4500 работают в комплекте с коробками управления, регуляторами напряжения Р-27ВТ, выносными реостатами РС-4 и коробкой переключения преобразователей КПР-1.

На стоянке самолета предусмотрено питание сетей от внешнего источника через штепсельный разъем ШРА-200. Мощность наземного источника должна быть не менее 4500 В·А. Одновременное подключение к сетям бортовых и внешнего источников заблокировано с преимуществом подключения бортовых преобразователей.

Основные технические данные ПО-4500

Напряжение питания, В	27
Выходное напряжение, В	$115 \pm 4\%$
Потребляемый ток, А	280
Нагрузка по переменному току, А	39,1
Число фаз	1
Частота переменного тока, Гц	$400 \pm 5\%$
» вращения, об/мин	8000
Коэффициент мощности ($\cos \varphi$)	0,9
КПД, %	52
Отдаваемая мощность, В·А	4500
Режим работы	длительный
Направление вращения со стороны коллектора	левое
Охлаждение	проточное, самовентиляцией

Преобразователь допускает 10% перегрузки по току в течение 5 мин за каждый час работы. При изменении напряжения питания в пределах $27 \text{ В} \pm 10\%$ и нагрузки от 110% до температуры окружающей сре-

ды от $+50$ до -60°C , высоты полета от 0 до 15 000 м выходное напряжение генератора не должно отклоняться от номинального значения более чем на $\pm 4\%$, а частота — более чем $+7 \div -5\%$

Основные технические данные ПО-500А

Напряжение питания, В	$27 \pm 10\%$
Выходное напряжение, В	$115 \pm 4\%$
Частота переменного тока, Гц	$400 \pm 7\%$
Нагрузка по переменному току, А	4,35
Коэффициент мощности ($\cos \varphi$)	0,9
Отдаваемая мощность, В·А	500
Потребляемый ток, А	39,5
КПД, %, не менее	42
Ток холостого хода, А, не более	16
Масса, кг, не более	13

Распределительная сеть. Она состоит из трех распределительных устройств, силовых проводов, предохранителей защиты, коммутационной аппаратуры.

В состав распределительных устройств входят РК переменного тока 115В, РК предохранителей ПО-4500, щиток сигнализации.

Источники питания и распределительные устройства соединены силовыми экранированными проводами марки БПВЛ сечением 13 мм, 3,0 мм, 0,5 мм и 0,35 мм². Жилы и экранирующая оплетка проводов БПВЛТ — медные, луженые (покрыты оловом). Провода БПВЛТ выполнены в тропическом исполнении.

Силовые провода от преобразователей ПО-4500 защищены предохранителями НП-75, размещенными в РК предохранителей ПО-4500, а от преобразователя ПО-500А — предохранителями СП-10, размещенными в РК предохранителей ПО-500А. Силовой провод, питающий щиток сигнализации, защищен предохранителем СП-15, размещенным в РК 115В. Силовые провода от вилки внешнего питания защиты не имеют.

Все фидеры потребителей электроэнергии переменного однофазного тока 115В защищены предохранителями типа «СП» с номинальным током от 1 до 15А, разме-

щенными в панели предохранителей 115В.

Коммутационная аппаратура распределительных сетей состоит из силовых контакторов и одного реле.

В состав коммутационной аппаратуры входят: пять контакторов ТКС-101ДОД, из них два — для подключения резервного ПО-4500 к основной и вспомогательной сетям, один — для подключения рабочего преобразователя ПО-4500 к основной сети, два — для подключения внешнего источника питания к основной и вспомогательной сетям, одно реле ТКЕ-52ГДП для подключения аварийной сети к основной сети и преобразователю ПО-500А. Вся коммутационная аппаратура размещена в РК 115В.

Приборы контроля и аппаратура управления. Они размещены на щитке управления электроэнергией. Контроль за работой основной и вспомогательной сетей осуществляется вольтметром и сигнальной лампой «Резерв. ПО-4500 работает». Работа основной сети контролируется также по сигнальной лампе «Нет питания 115В». На отдельных самолетах введен контроль за работой аварийной сети с помощью лампы «Работает ПО-500А», расположенной на электрощитке первого пилота. Вольтметр кнопкой подключается к основной и вспомогательной сетям. При отпущенной кнопке вольтметр подключен к основной сети, а при нажатой — к вспомогательной сети. Кроме того, работа резервного преобразователя на основную и вспомогательную сеть контролируется горением его сигнальной лампы.

Управление системой осуществляется: переключателем преобразователей ПО-4500; переключателем преобразователя ПО-500А; переключателем внешнего источника питания; реостатами РС-4 регулировки выходного напряжения преобразователей ПО-4500; кнопкой переключения вольтметра с основной сети на вспомогательную.

При установке переключателя управления преобразователем ПО-4500 в положение «Рабочий» запускается и подключается к основной сети рабочий преобразователь. Напряжение преобразователей контролируется по вольтметру ВФ-0,4-150, который постоянно подключен к основной сети. Для питания основной сети от резервного преобразователя необходимо переключатель преобразователей установить в положение «Резервный», при этом запустится и подключится к основной сети резервный преобразователь и будет гореть его сигнальная лампа.

В полете переключатель преобразователей должен всегда находиться в положении «Рабочий». Если произошло автоматическое переключение питания основной сети с рабочего преобразователя на резервный, штурман должен доложить об этом командиру корабля. Переключать в полете питание основной сети с рабочего на резервный преобразователь при горящей лампе «Резервн. ПО-4500 работает» можно только с разрешения командира корабля. Запуск преобразователей ПО-4500 при питании сети постоянного тока от бортового аккумулятора запрещается.

Управление вспомогательной сетью сводится к включению переключателя «ПО-4500 резерв. на вспом. шину» или ее потребителей, кроме радиостанции «Микрон» и системы освещения пассажирских кабин, при этом автоматически запускается резервный преобразователь и подключается к вспомогательной сети. Для проверки напряжения на шине вспомогательной сети необходимо нажать кнопку «Напряжение на вспомогат. шине», при этом вольтметр отключается от основной сети и подключается к вспомогательной. Подрегулирование напряжения резервного преобразования производится выносным реостатом «Регулир. напряж. резерв.». При работе резервного преобразователя на любую сеть горит его сигнальная лампа.

При работе резервного преобразователя на основную сеть переключить его на вспомогательную сеть включением ее потребителей невозможно.

Аварийная сеть используется на земле для выполнения централизованной заправки самолета топливом и питания приборов, при запуске двигателей в случае отсутствия внешнего источника питания, а в полете при выходе из строя основной сети постоянного или переменного тока. Контроль напряжения и его регулировка в аварийной сети не предусмотрены. Выключатель преобразователя ПО-500А размещен на электроштитке первого пилота. Блокировка автоматического включения ПО-500А на земле осуществляется только при включении АЗС «Сигнализация шасси и интерцепторов».

Регулятор напряжения Р-27ВТ предназначен для автоматического поддержания напряжения в бортовой сети самолета.

Основные технические данные Р-27ВТ

Ток в обмотке, А	0,16— 0,175
Режим работы	длительный
Масса регулятора с панелью кг, не более	1,7
Сопrotивление изоляции, МОм, не менее:	
в нормальных условиях (в сухом состоянии)	20
после номинального режима (в нагретом состоянии)	2

Регулятор допускает работу в следующих условиях: при относительной влажности окружающего воздуха до 98%; при изменении температуры окружающей среды от +50 до —60°C; при высотах полета над уровнем моря до 17 000 м; при вибрации мест крепления в диапазоне от 30 до 80 Гц с амплитудой, соответствующей ускорению 2—4 g; при кратковременной тряске от 60 до 100 ударов в минуту с амплитудой, соответствующей ускорению 4 g; при линейных ускорениях до 8g.

Коробка переключения реле КПР-1 предназначена для отключе-

ния основной сети рабочего преобразователя и подключения взамен его резервного в следующих аварийных случаях: обрыв цепи переменного тока; короткое замыкание в генераторе и сети переменного тока; прекращение питания электродвигателя преобразователя.

Основные технические данные КПр-12

Напряжение срабатывания по переменному току, В	80
Напряжение переключения по переменному току, В	35
Потребляемая мощность:	
постоянного тока, Вт	35
переменного тока, В·А	5
Номинальное напряжение, В:	
постоянного тока	$27 \pm 10\%$
переменного тока	—115
Режим работы	длительный

В РК переменного тока 115 В на лицевой панели в специальных держателях установлены стеклянные предохранители типа «СП» на номинальные токи от 1 до 15А и шунтирующие сопротивления регулировки обогрева обзорных стекол кабины экипажа. С обратной стороны панели размещены три шины: основная, вспомогательная, аварийная. На тыльной и боковой стенках коробки размещены коммутационные реле и контакторы включения преобразователей ПО-4500 в сеть.

В РК предохранителей преобразователей ПО-4500 размещены два предохранителя ИП-75 защиты преобразователей от токовых перегрузок по линии переменного тока.

В РК предохранителей преобразователя ПО-500А размещены три предохранителя: два типа СП-10 защиты преобразователя ПО-500А от токовых перегрузок по линии переменного тока; один типа СП-2 защиты цепи управления реле ТКЕ-52ПД1 переключения питания аварийной сети.

Щиток сигнализации или электрощиток бортпроводника, объединенный со щитком сигнализации,

является общим распределительным устройством систем электроснабжения постоянного и переменного тока. В нем размещены предохранители типа СП защиты цепей люминесцентного освещения пассажирских салонов (1 и 2-й групп) из системы электроснабжения переменным током 115В.

Система электроснабжения переменного трехфазного тока

Система электроснабжения переменного трехфазного тока 36В, 400 Гц состоит из: источников электроэнергии, распределительных сетей, приборов контроля и аппаратуры управления системой. Конструктивно система электроснабжения выполнена из двух сетей: основной и аварийной. В нормальных условиях работы аварийная сеть объединена с основной сетью с помощью реле. При обесточивании основной сети постоянного тока (при этом основная сеть переменного тока 36 В обеспечивается) аварийная сеть переменного тока 36 В автоматически переключается на питание от преобразователя ПТ-200Ц питания авиагоризонта АГД, подключенного к аккумуляторной шине.

Потребителями электроэнергии основной сети являются: автопилот АП-6ЕМ-3П, система «Путь», гироскопы ЦГВ-4 левая и правая (на трафаретах панелей АЗС и электрощитках обозначены как авиагоризонты левый и правый — АГ лев. и АГ прав.), система КС-8 радиокompас №2, выключатели коррекции ВК-53РШ №1 и №2, демпфер рыскания ДР-134М, распределительный блок БР-40 самописца МСРП и аварийная сеть.

Потребителями электроэнергии аварийной сети являются: авиагоризонт АГД-1с, радиокompас №1, выключатель коррекции ВК-53РШ №3, распределитель сигналов авиагоризонта РСАГ-1186А самописца

МСРП, тахосигнальная аппаратура ТСА-6М при запуске ВСУ от аккумулятора, указатель положения стабилизатора.

Для повышения надежности и безопасности работы авиагоризонтов резервного АГД-1с и АГ левого их питание осуществляется от своих источников тока ПТ-200 Ц. При отказах преобразователей ПТ-200Ц предусмотрен автоматический переход на резервный источник питания — преобразователь ПТ-1000ЦС. Переключение осуществляется по команде автомата АПШ-3, контролирующего данный преобразователь, и контролируется сигнальными лампами «Резервное питание АГД. Резервное питание АГ лев.», расположенными на щитке управления электроэнергией.

Нарушение питания авиагоризонтов АГ левого и АГ правого, а также блока контроля кренов БКК-18 по постоянному и переменному токам контролируется приборами СНП-1, выдающими сигналы отказа, и определяется по выпаданию флажков (бленкеров) на пилотажных приборах ПП-75, расположенных на приборных досках пилотов.

Источники электроэнергии. Для основной сети ими являются два преобразователя тока ПТ-1000ЦС (рабочий и резервный), а для аварийной сети — основная сеть 36 В или преобразователь тока ПТ-200Ц питания АГД.

Преобразователи преобразуют постоянный ток 27 В основной сети в переменный трехфазный ток напряжением 36 В со стабильной частотой 400 Гц. Преобразователи управляются переключателем, который имеет три положения: «Рабочий», «Резервный» и «Выкл.». При установке переключателя в положение «Рабочий» запускается и подключается к сети рабочий преобразователь, а в положение «Резервный» — рабочий отключается, а вместо него запускается и подключается к сети резервный преобразователь. При установке переключателя в поло-

жение «Выкл.» преобразователи выключены, основная и аварийная сети обесточены. Переключение аварийной сети на питание от преобразователя ПТ-200 Гц АГД производится автоматически по сигналу перехода системы постоянного тока на аварийное питание, если включен выключатель АГД на верхнем электрощитке пилотов или включен выключатель АРК № 1 на щитке управления электроэнергией.

Преобразователь ПТ-200Ц АГД также питает аппаратуру ТСА-6М при запуске ВСУ от аккумулятора. Вторым преобразователем ПТ-200Ц питается авиагоризонт (АГ левый) первого пилота.

Преобразователи ПТ-1000ЦС работают в комплекте с коробкой переключения реле КПР-9, которая в аварийных случаях автоматически отключает от сети рабочий преобразователь и подключает вместо него резервный.

Выходное напряжение и частота тока преобразователей регулируются автоматически с помощью коробок, размещенных на преобразователях. Ручное регулирование выходного напряжения не предусмотрено. Работа резервного преобразователя сигнализируется горением лампы «Резервн. ПТ-1000ЦС работает», установленной на щитке управления электроэнергией. Электродвигатели преобразователей получают питание с шины основной сети РК шпангоута № 15 через предохранителя ИП-75. Цепи управления преобразователями защищены автоматами АЗС-5, а коробки КПР-9 — автоматами АЗС-2, размещенными на правой панели АЗС. Питание системы от внешнего источника электроэнергии не предусмотрено.

Основные технические данные ПТ-1000ЦС

Напряжение питания постоянного тока, В	27 ± 10%
Напряжение генератора переменного тока, В	36
Потребляемый ток при номинальной нагрузке, А	60,5
Нагрузка по переменному току, А	16,1
Число фаз	3

Частота переменного тока, Гц	400
» вращения, об/мин	8000
Коэффициент мощности	0,8
КПД, %	49%
Отдаваемая мощность, В·А	1000
Режим работы	длительный

При изменении напряжения питания в пределах $27 \text{ В} \pm 10\%$, нагрузки от 100% до 0, температуры от $+50$ до -60°C , высоты от 0 до 18 000 м среднее арифметическое значение трех линейных напряжений генератора должно меняться не более чем на $\pm 5,5\%$, а частота не более чем на $\pm 2\%$ от номинального значения.

На самолете установлены два преобразователя тока: ПТ-200Ц питания АГД-1с и ПТ-200Ц питания АГ лев.

Основные технические данные ПТ-2000ЦГ

Напряжение питания, В	$27 \pm 10\%$
Потребляемый ток, А	14
Выходное напряжение, В	$36 \pm 0,54$
Отдаваемый ток, А	3,2
Число фаз	3
Частота переменного тока, Гц	400 ± 8
КПД, %	32
Мощность, В·А	200
Режим работы	длительный
Масса, кг	8,5

Распределительная сеть. Она состоит из трех распределительных устройств (РК 36В, РК 36В дополнительной и РК предохранителей ПТ-1000ЦС), силовых проводов, предохранителей защиты и коммутационных устройств. Преобразователи соединены силовыми проводами БПВЛЭТ сечением $3,0 \text{ мм}^2$ с РК 36 В через контакторы ТКД-203ДА. Провода от рабочего преобразователя проложены по правому борту фюзеляжа, а от резервного—по левому. Провода от резервного преобразователя защищены предохранителями ИП-20, размещенными в РК предохранителей ПТ-1000ЦС, провода от рабочего преобразователя защищены от токовых перегрузок коробкой КПР-9.

В РК 36В размещены три шины (1, 2 и 3 фазы) основной сети, три шины аварийной сети, контакторы ТКД-203ДА подключения преобра-

зователей к сети, реле блокировки включения преобразователей, а на лицевой панели в специальных держателях ДПВ установлены стеклянные предохранители типа «СП» защиты потребителей.

Приборы контроля и аппаратура управления. На щитке управления электроэнергией размещены переключатель управления преобразователями; вольтметр ВФ-0,4-45; селекторный переключатель вольтметра; сигнальная лампа «Резервн. ПТ-1000ЦС работает»; сигнальные лампы «Резервн. питание АГД. Резервное питание АГ лев.»

Управление системой сводится к включению преобразователей и контролю напряжения бортовым вольтметром ВФ-0,4-45, который с помощью селекторного переключателя подключается к фазам «1—2», «1—3» и «2—3». Работа резервного преобразователя дополнительно контролируется включением его сигнальной лампы.

Коробка переключения КПР-9 предназначена для автоматического переключения основной сети трехфазного переменного тока с рабочего преобразователя ПТ-1000ЦС на резервный в следующих случаях: при междофазных коротких замыканиях; при трехфазных коротких замыканиях; при обрывах одной, двух или трех фаз; при коротких замыканиях или обрывах (сгорание предохранителя) в цепи питания преобразователя постоянным током.

Основные технические данные КПР-9

Номинальное напряжение питания, В:	
постоянного тока	$27 \pm 10\%$
переменного »	36
Потребляемая мощность:	
постоянного тока, Вт	14
переменного » В·А	8
Выдержка времени срабатывания, С	0,15—0,7
Режим работы	длительный

На КПР-9 подается питание: на клеммы 1, 2, 3 переменный трехфазный ток от преобразователя; на клемму 6 + 27В от бортовой сети; на клем-

му 10 — 27В от бортовой сети. Коробка КПР-9 не защищает цепи переменного трехфазного тока резервного преобразователя, поэтому для этой цели установлены предохранители типа ИП-20.

Автомат переключения шин типа АПШ-3 предназначен для подачи сигнала на автоматическое переключение шин трехфазного переменного тока с основной питающей линии на резервную при исчезновении или понижении до $(27,5 \pm 3)$ В одного, двух или трех линейных напряжений основной линии 36 В. Автоматы установлены в сетях переключения питания АГД-1с и АГ лев. В нормальных условиях эти гироскопические приборы получают питание от своих преобразователей ПТ-200Ц. В случае отказов преобразователей ПТ-200Ц с клеммы 12 разъема автомата поступает сигнал напряжением + 27В на обмотку реле ТКЕ-54ПД1.

Реле срабатывает и своими контактами подключает потребители на питание от резервной сети, которой является сеть преобразователей ПТ-100ЦС.

Такое переключение АГД-1с и АГ лев. на резервное питание сигнализируется лампой «Резервное питание АГД. Резервное питание АГ лев.», расположенной на щитке управления электроэнергией.

Основные технические данные АПШ-3

Напряжение, В, и частота, Гц, контролируемой линии	$36 \pm 3,6;$ 400
Напряжение питания цепей управления, В	$27 \pm 10\%$
Потребляемый ток с каждой фазы контролируемой линии, мА	40
Потребляемый ток, мА, от сети постоянного тока напряжения $(27 \pm 2,7)$ В:	
нормальном напряжении в контролируемой линии	50
при обрыве одной, двух или трех фаз	150
Время срабатывания, с, считая с момента исчезновения контролируемого напряжения или снижения его до $(27,5 \pm 3)$ В	0,15—0,4
Режим работы	длительный
Масса, кг	0,62

Сигнализатор нарушения питания СНП-1 обеспечивает сигнализацию наличия питания и сигнализацию отказа напряжения постоянного тока (27 ± 1) В и переменного тока в случаях: одновременного снижения линейных напряжений в трехфазной сети питания с 36 до (27 ± 3) В; обрыва одной, двух или трех фаз 36 В; обрыва цепи питания постоянного тока; снижения напряжения постоянного тока до (15 ± 3) В.

На самолете установлены два сигнализатора СНП-1 в цепях питания авиагоризонтов АГ лев. и АГ прав. и один в цепях питания блока контроля кренов БКК-18. Нарушение питания АГ лев. и АГ прав. определяется по бленкерам (флажкам) пилотажных приборов ПП-75. Отказ питания авиагоризонта АГД-1с распознается внутренним устройством прибора и сигнализируется лампой отказа на лицевой части указателя. Отказ питания БКК-18 сигнализируется загоранием табло «Нет контроля АГ».

Питание всех СНП-1 постоянным током осуществляется от двух АЗСГ-2 на левой панели АЗС дополнительной, имеющей информацию «СНП». Через один из автоматов питание на СНП-1 подается от шины нормального питания, через второй — с шины питания от аккумулятора.

Система электроснабжения для самолетов с АБСУ-134

Конструктивно система выполнена из двух сетей: основной и аварийной. В нормальных условиях работы аварийная сеть объединена с основной с помощью реле. При выходе из строя основной сети 36 В (обесточивании ее шин) автоматически запускается преобразователь ПТ-200Ц питания АГД-1с и аварийная сеть переключается на автономный режим работы с этим преобразователем.

Потребители основной сети—автопилот АП-134, система траекторного управления СТУ-134, курсовая система КС-8, радиокompас АРК-15М №2, демпфер рыскания ДР-134М,

вычислитель ухода ВУ-1, система контроля авиагоризонтов БКК-18. Потребители электроэнергии аварийной сети (от преобразователя ПТ-200Ц АГД) — радиоконпас АРК-15М №1, распределитель сигналов РС 1186 магнитной системы регистрации параметров МСРП-12-96.

Источниками электроэнергии основной сети являются два преобразователя тока ПТ-1500Ц (рабочий и резервный), а аварийной сети — основная сеть напряжением 36 В и преобразователь тока ПТ-200Ц питания АГД. Вторым преобразователем ПТ-200Ц предназначен для питания АГ лев. Для питания бортовой сети переменным током напряжением 36 В от рабочего преобразователя после произведенного контроля необходимо выключить и повторно включить АЗС-2 «АПП» на правой панели АЗС. Электродвигатели преобразователей получают питание с шины основной сети РК шпангоута №15 через предохранители ИП-100. Цепь включения автомата переключателя преобразователей АПП-1А защищена автоматом АЗС-2, размещенным на правой панели АЗС.

Распределительная сеть системы переменного трехфазного тока 36 В состоит из трех распределительно-коммутационных устройств (РК преобразователей ПТ-1500Ц, РК36В (основной) и РК 36 В (дополнительной), силовых проводов, предохранителей защиты и коммутационных устройств. Преобразователи соединены с РК 36 В (основной) силовыми проводами БПВЛЭТ сечением 10 мм² через контакторы ТКД-503ДТ (ДОД). Провода от резервного преобразователя защищены предохранителями ИП-30, размещенными в РК предохранителей ПТ-1500Ц, провода от рабочего преобразователя защищены от токовых перегрузок автоматом АПП-1А.

На объекте преобразователь устанавливается на амортизаторах 271 с49-3-25. Преобразователь должен запускаться при температуре — 60°С и напряжении на его клеммах 16В.

Аппарат переключения преобразователей АПП-1А предназначен для автоматического отключения основного преобразователя ПТ-1500Ц от распределительных шин и подключения на эти шины резервного преобразователя при неисправностях, обнаруженных в процессе работы преобразователя: обрыве или коротком замыкании в цепи питания преобразователя постоянным током; обрыве одной, двух или трех фаз и любых межфазных или трехфазных коротких замыканиях в преобразователе или в линии переменного тока от преобразователя до клемм линейного контактора, подключающего преобразователь к распределительным шинам; превышении выходного напряжения трехфазных преобразователей сверх 40,1 — 43,7 В.

Аппарат работоспособен при температуре окружающей среды от —60 до +60°С, высотности до 25 000 м, относительной влажности окружающей среды (95 ± 3%) (+40 ± 2)°С при линейном ускорении 25 g.

Основные технические данные АПП-1А

Напряжение, В, и частота, Гц, контролируемой линии:	
переменного тока	36 ± 11%; 400
постоянного тока	27 ± 10%
Потребляемая мощность:	
переменного тока, В · А, не более	7
постоянного тока, Вт	1
в безопасном режиме после неисправности, Вт	5
Выдержка времени срабатывания, с, при запуске преобразователей и отсутствии напряжения переменного тока при температуре +20°С, не менее	
Режим работы	1,4 длительный
Масса, кг	1,25

Для сигнализации нарушения питания авиагоризонтов АГ лев., АГ прав., системы траекторного управления СТУ-134, автомата тяги АТ-5, блока контроля работы авиагоризонтов БКК-18 и контрольной гировертикали ЦГВ-4 автопилота АП-134 бортовой системы АБСУ-134 установлены сигнализаторы типа

СНП-1. Они обеспечивают сигнализацию наличия питания и сигнализацию исчезновения постоянного тока в случаях: одновременного снижения линейных напряжений в трехфазной сети питания с 36 до (27 ± 3) В; обрывов одной, двух или трех фаз напряжением 36 В; обрыва цепи питания постоянного тока 27 В; снижения напряжения постоянного тока до (15 ± 3) В.

Питание всех СНП-1 постоянным током осуществляется через два автомата защиты сети АЗСГ-2 «СНП»: через один—с шины нормального питания, через второй—с шины питания приборов от аккумуляторов. Наличие питания постоянным и переменным током левого и правого авиагоризонтов контролируется СНП-1, выдающим сигнал отказа на флажки (бленкеры) пилотажных приборов ПП-75. Кроме того, СНП-1 АГ лев., АГ прав. и ЦГВ контр. выдают сигналы отказа питания в систему встроенного контроля (СВК) АБСУ-134 для формирования сигналов интегральных отказов аппаратуры.

СНП-1 автомата тяги выдает сигнал отказа питания в СВК АТ-5 для отключения автомата тяги и формирования сигнала отказа на табло красного цвета «АТ» на приборных досках пилотов. СНП-1 выдает сигнал отказа питания в СВК АБСУ для развода командных стрелок приборов ПП-75 и переключения автопилота на резервный режим. Отказ питания БКК-18 сигнализируется загоранием табло на приборных досках пилотов «Нет контроля АГ».

К автономным источникам электроэнергии относятся преобразователи тока ПО-600С и СПО-4.

Основные технические данные ПО-600С

Напряжение питания, В	$27 \pm 10\%$
Потребляемый ток, А	30
Выходное напряжение переменного тока, В	127 ± 18
Частота выходного напряжения, Гц	50 ± 10
Мощность на выходе, В·А	110
Ток нагрузки, А	5,5
Коэффициент мощности	0,45

Статический преобразователь тока СПО-4 предназначен для преобразования постоянного тока самолетной бортовой сети напряжением 20—27 В в переменный однофазный ток напряжением 36 В и частотой 400 Гц, необходимый для питания датчиков манометров давления масла ЭМИ-ЗРТИ, манометров давления топлива на входе в двигатель ДИМ-4Т и манометров ДИМ-240 гидросистем самолета. Преобразователь получает питание от аварийной сети постоянного тока через автомат защиты, который одновременно выполняет роль выключателя. Выключатель преобразователя имеет трафарет «СПО-4» и размещен на правой панели АЗС.

Для надежности работы преобразователь имеет два канала. Второй канал включается в работу автоматически в случае отказа первого. Каналы работают:

1-й (27 В) при питании аварийной сети от внешнего источника и бортовых генераторов; 2-й (20—24 В) при питании аварийной сети от бортового аккумулятора.

Основные технические данные СПО-4

Выходное напряжение, В	36
Частота выходного напряжения, Гц	400 ± 8
Форма кривой выходного напряжения	ступенчатая
Мощность на выходе, В·А	24—40
КПД, %	70
Потребляемый ток, А, при напряжении 22 В и нагрузке 3,5 В·А	2
Напряжение питания, В:	
в нормальном режиме	$27 \pm 2,7$
» аварийном »	20—24

Технические условия на эксплуатацию и монтаж систем электроснабжения

1. В случае работы генераторов в перегрузочных режимах осмотреть их коллекторно-щеточные узлы.
2. Проверять срабатывание автомата АЗП-8М от кнопки проверки

разрешается только на земле. Срабатывание автомата определяется по загоранию сигнальной лампы отключения генератора или по погасанию лампы «Генер. ВСУ включ.».

3. Сопротивление изоляции клемм штепсельных разъемов от корпуса автомата АЗП-8М в холодном состоянии должно быть не менее 20 мОм, а в нагретом состоянии не менее 2 мОм.

4. В целях исключения замыкания плюсовых контактов полубатарей 12-САМ-55 на корпус самолета при установке их в контейнер сначала устанавливать левую полубатарейку, а затем правую.

5. В процессе эксплуатации аккумуляторов 12-САМ-55 один раз в три месяца производить контрольный заряд—разряд с целью определения емкости и исправности батареи.

6. На стоянке самолета более 6 ч при положительной температуре наружного воздуха выше $+35^{\circ}\text{C}$ и на стоянке свыше 12 ч при отрицательных температурах ниже -25°C аккумуляторы снять и направить на хранение в аккумуляторную.

7. После установки аккумулятора 20НКБН-25 на самолет необходимо проверить отсутствие электрического контакта между корпусом батареи и каркасом самолета. Показания омметра должны быть не менее 20 кОм.

8. При монтаже алюминиевых проводов марки БПВЛА выдерживать следующие радиусы изгиба в зависимости от сечения провода: 35 мм^2 —не менее 50 мм; 50 мм^2 —не менее 60 мм; 70 мм^2 —не менее 100 мм; 95 мм^2 —не менее 150 мм.

9. Очистку алюминиевых проводов от изоляции для заделки в наконечники производить только электротермическим ножом.

10. Для заделки алюминиевых проводов применять только медные наконечники типа 6211с56, луженные горячим способом.

Применение медных наконечников, луженных гальваническим способом, не допускаются.

Номинальное сечение, мм^2	Сопротивление постоянному току, Ом/км	Номинальный диаметр жилы, мм	Толщина изоляции, мм		Наружный диаметр, мм	
			минимальная	номинальная	минимальный	номинальный
0,35	52,4	0,9	0,45	0,55	2,1	2,5
0,5	40,6	1,1	0,45	0,55	2,3	2,7
0,75	25,9	1,3	0,45	0,55	2,5	2,9
1,00	19,2	1,5	0,5	0,65	3,1	3,7
1,5	13,4	2,0	0,5	0,65	3,6	4,2
2,5	7,8	2,5	0,5	0,65	4,1	4,7
4,00	4,8	3,0	0,55	0,70	4,7	5,3
6,00	3,4	4,0	0,55	0,75	5,8	6,6

11. На каждом наконечнике должен стоять номер наконечника и отличительный знак (буква А).

12. Перед посадкой наконечника на зачищенный провод наполнить его противокоррозионной пастой в количестве 50% его объема.

13. Сопротивление заделки проводов БПВЛА не должно превышать для сечений: 35 мм^2 —20 мкОм; 50 мм^2 —15 мкОм; 70 мм^2 —12 мкОм; 90 мм^2 —10 мкОм;.

14. Сопротивление токопроводящей жилы провода БПГРЛ постоянному току при температуре 20°C должно быть не более значений, указанных в табл. 19.

15. Провода должны выдерживать в течение 1 мин испытание напряжением 1500 В переменного тока с частотой 50 Гц.

16. Сопротивление изоляции проводов в нормальных климатических условиях должно быть не менее 1000 мОм.

Таблица 20

Высота, км	Длительно допустимая токовая нагрузка, А, при номинальном сечении, мм^2							
	0,35	0,5	0,75	1,0	1,5	2,5	4,0	6,0
0	19,0	23,3	29,4	35,4	45,3	60,6	75,8	93,1
10	17,9	20,8	26,0	31,7	40,5	54,4	67,1	80,7
15	15,8	19,4	24,3	30,0	38,2	51,3	62,6	74,5
20	14,9	18,0	22,9	28,2	36,2	48,6	59,0	69,3
30	13,3	16,3	20,0	25,5	32,8	44,3	53,1	61,1
35	12,7	15,6	19,7	24,5	31,5	42,7	50,9	58,0

Высота, км	Максимально допустимая продолжительность токовой перегрузки, с, при номинальном сечении, мм ²															
	0,35		0,5		0,75		1,0		1,5		2,5		4,0		6,0	
	и перегрузке в % от токовой нагрузки, длительно допустимой при температуре 105°C															
	200	300	200	300	200	300	200	300	200	300	200	300	200	300	200	300
0	160	11,0	168	12,0	192	14,5	274	21,0	280	22,0	350	28,0	420	34,0	490	40,0
10	190	14,0	200	15,0	237	17,0	326	25,0	333	26,0	416	33,0	499	38,0	582	43,0
15	196	15,0	207	16,0	246	19,0	338	27,0	344	29,0	430	35,0	516	41,0	602	47,0
20	217	16,0	229	18,0	271	21,0	372	29,0	380	30,0	475	38,0	570	46,0	665	54,0
30	257	19,0	271	20,0	321	24,0	441	34,0	450	34,0	561	43,0	672	51,0	783	59,0
35	282	20,0	298	22,0	353	26,0	485	35,0	495	36,0	618	45,0	741	54,0	864	63,0

17. Значения длительно допустимых токовых нагрузок при температуре 20°C должны соответствовать указанным в табл. 20.

18. Значения максимально допустимой продолжительности такой перегрузки при 20°C в зависимости от высоты и процента перегрузки должны соответствовать указанным в табл. 21.

19. Провода должны выдерживать воздействия: вибрационных нагрузок в диапазоне от 5 до 1000 Гц с ускорением до 10 g; многократных ударов с ускорением 35 g; линейных (центробежных) нагрузок с ускорением 25 g.

20. Провода должны выдерживать многократные перегибы на угол $\pm 90^\circ$ при натяжении, указанном в табл. 22: 50 000 перегибов по радиусу 50 мм — для сечений до 2,5 мм²; 2500 перегибов по радиусу, равному 2,5 диаметрам провода для сечения до 2,5 мм²; 2500 перегибов по радиусу, равному 5 диаметрам провода для сечений 4,0 и 6,0 мм².

21. Провода должны выдерживать воздействие повышенной температуры до 125°C и пониженной температуры до -60°C;

22. Провода должны выдерживать воздействие пониженного атмосферного давления 3 мм рт. ст. при температуре 125°C в течение 100 ч.

23. Провода должны быть устойчивыми к воздействию в течение 20 ч гидросмеси марки АМГ-10 и смеси масла марки МК-8 с бензином Б-70.

24. Все жгуты, проложенные на самолете, не должны подвергаться трению со стороны движущихся деталей конструкции самолета. Зазор между жгутом и подвижной деталью должен быть не менее 15 мм. Как исключение, допускается уменьшение зазора с обязательной установкой хомута крепления жгута (дюралюминиевого для жгута диаметром до 40 мм и стального — для жгута диаметром больше 40 мм). Зазор между хомутом и движущейся деталью в этом случае должен быть не менее 5 мм.

25. Жгуты, закрепленные к подвижным конструкциям и требующие по условиям эксплуатации дополнительных защитных средств, должны обшиваться палаточным полотном арт. 610 «ОП».

26. Жгуты в креплениях должны быть обжаты таким образом, чтобы они не продергивались в хомуте и изоляция проводов при этом не сминалась. Когда закрепленные в хомуте жгуты имеют люфт или изоляция проводов поднимается, номер хомута заменить на меньший или больший — подобрать по толщине жгута; при отсутствии нормалей нужного ди-

Таблица 22

Номинальное сечение, мм ²	0,35	0,5	0,75	1,0	1,5	2,5	4,0	6,0
Натяжение, гс	200	300	350	400	600	800	800	1000

аметра разрешается жгут обернуть виниловой лентой, а при металлизированном хомуте—полоской из АМцМ толщиной 0,3—0,5 мм.

27. Натяжение жгута по трассе крепления должно быть таким, чтобы на дистанции между двумя соседними точками крепления провисание жгута было в пределах 5—10 мм.

28. Отдельные участки жгута, касающиеся конструкции самолета, должны быть закреплены в месте касания хомутом. В случае невозможности установки хомута, жгут следует обернуть виниловой лентой так, чтобы концы ее выходили за место соприкосновения на 25—30 мм по обе стороны.

29. Не рекомендуется крепить жгуты к трубам систем пожаротушения и топливной, а также к тем узлам и деталям, которые часто снимаются в процессе эксплуатации.

30. Жгуты, имеющие все провода неэкранированные, обшитые декоративными оболочками, одетые в хлорвиниловые трубки, крепить по всей длине хомутами, не имеющими металлизации.

31. Жгуты, состоящие как из экранированных, так и неэкранированных проводов, крепить хомутами с металлизацией через один. В отдельных случаях допускается крепление дополнительных неэкранированных жгутов к ранее проложенным жгутам с помощью бандажей нитками «Маккей» 5—6 витками с шагом 150—200 мм; при этом узлы вязки пропитываются эмалитом. Кроме этого, ниточные бандажи применяются для: вязки жгутов; крепления на жгуте дополнительных защитных покрытий (хлорвиниловой ленты, хлорвиниловой трубки, палаточного полотна, материала АЗТ) и бирок; ремонта поврежденной оплетки и изоляции провода.

32. В отсеках с высокой температурой для крепления теплоизоляции жгутов и жгутов между собой применять бандажи из проволоки КС-0,5 или КС-0,8 в зависимости от толщины жгута в 5—6 витков.

33. Все провода сечением от 0,35 мм² до 5,15 мм², выходящие из жгута, должны иметь эксплуатационный запас, позволяющий в случае обрыва произвести вторичную заделку провода не менее двух-трех раз (100 мм).

34. Все болтовые соединения на самолете должны быть застопорены одним из следующих способов: а) установкой анкерных или самоконтрящихся гаек; б) установкой пружинных шайб; в) контролочной проволокой; г) окраской части болта, выступающей из гайки, краской А67Ф.

По способу «Г» разрешается стопорить болты диаметром не более 5 мм. При стопорении по способам «а» и «г» болт должен выходить из гайки не менее чем на 1—2 винта резьбы. При стопорении по способу «б» допускается выход болта за подлицо с гайкой. Выход болта из гайки более чем на 3—4 витка не рекомендуется. Затяжка и стопорение контактных болтов в малодоступных местах, например в носке крыла, оперения, должны проверяться особо тщательно.

35. При затяжке штепсельных разъемов с неэкранированными проводами допускается смазывание резьбы штепсельных разъемов смазкой БУ или НК-30. Смазывание штепсельных разъемов с экранированными проводами не разрешается.

36. При прокладке проводов в металлических трубах допускаются: эллипсовидность труб до 20% диаметра; отдельные вмятины с плавным переходом без острых кромок до 8% длины трубы; отдельные царапины на глубину до 10% толщины стенки с последующей зачисткой шкуркой и антикоррозионной защитой.

37. Места изгиба труб должны быть плавными, без сплющивания и образования складок. Радиус закругления труб должен быть не менее четырех диаметров трубы.

38. Зазор между токоведущими деталями и экранирующей плетенкой провода должен быть не менее 25 мм.

Таблица 23

Сечение провода, мм ²	Допустимый ток, А	Переходное сопротивление, мкОм, не более	Момент затяжки, кг·см		Диаметр болта, мм
			Сталь 45	30 ХГСА	
От 1,0 до 1,93 вкл.	—	600	—	—	4
От 4,0 до 13,0 вкл. От 16,0 до 25,0 вкл.	130 190	500 400	27 27	40 40	5 —
От 35,0 до 41,0 вкл. 50,0	260 290	300 200	55 110	65 165	6 8
70,0 95,0	440 440	200 100	230 230	355 355	— 10

39. Минусовой провод агрегатов двухпроводной системы соединять с корпусом отдельным винтом за первым хомутом крепления жгута. Присоединение на корпус минусовых проводов винтами крепления хомутов запрещается.

40. Под один минусовой болт или клемму крепить не более трех наконечников с проводами сечением до 4 мм² и не более одного наконечника с проводом сечением 5,15 мм² и более.

41. Значение момента затяжки болтового соединения должны соответствовать указанным в табл. 23. В цепях с сечением проводов более 4 мм² проверку момента затяжки проводить тарированным ключом.

42. Значения переходных сопротивлений между наконечниками и корпусом самолета или шиной не должны превышать, указанных в табл. 23.

43. Замер переходных сопротивлений проводить микроомметром типа М246 или другим прибором, обеспечивающим необходимую точность замера.

44. Присоединение минусовых наконечников проводов производить в течение не более 6 ч (2 ч для магниевых сплавов) после зачистки

мест присоединения. Зачистку производить до металлического блеска на 3—5 мм больше размеров контактной поверхности наконечника.

45. Для проводов сечением 3,0 мм² и более на нижнюю поверхность наконечника и на защищенную поверхность корпуса (под наконечник) нанести слой антикоррозионной пасты.

46. При осмотрах силовых распределительных устройств обращать внимание на состояние затяжки контактных болтов и при ослаблении подтянуть их, на состояние силовых и переходных шин. При обнаружении потемнения шин, их коррозии или наличия трещин в шинах их заменить. Допускаются отдельные мелкие царапины на глубину, равную половине гальванического покрытия. При осмотре электрических шин особое внимание обращать на районы изгиба шин и места соединения шин с проводами и коммутационной аппаратурой.

47. При нарушении изоляции провода с повреждением жил, а также если провод оборван или короток, провод заменить. Если замена провода затруднена, то разрешается установка глухого стыка в месте обрыва или повреждения жилы провода, а также наращивание короткого провода с помощью глухого стыка. При этом общее число глухих стыков на одном проводе от 3 м и выше допускается не более трех, глухие стыки разных проводов, идущих в общем жгуте, не должны попадать в одно сечение жгута. В отдельных случаях допускается установка двух глухих стыков в одном сечении жгута при условии, что такое утолщение жгута допустимо. Глухие стыки скреплять друг с другом ниточным бандажом и располагать на неподвижной части жгута между двумя хомутами его крепления. Неразъемную стыковку проводов осуществлять с помощью глухих стыков 456НС, 511НС, НУ-7200-544.

48. Заделку проводов сечением 0,35 и 0,5 мм² производить в глухой

стык 511НС. Заделку проводов сечением от 0,75 до 13,0 мм² производить в глухой стык 456НС. В один глухой стык разрешается заделывать не больше двух проводов. В случае, когда с одной стороны подходит один провод, а с другой стороны — два провода того же сечения, жилу одиночного провода нужно согнуть вдвое.

49. Разъемную стыковку проводов осуществлять при помощи индивидуальных разъемов типа ИР. Прикладываемые усилия разъединения вилок индивидуальных разъемов должны быть: для ИР-1 и ИР-2 — не менее 1,5 кгс и не более 9 кгс; для ИР-3 — не менее 2 кгс и не более 14 кгс.

50. В одну вилку ИР разрешается заделывать не более двух проводов. В случае, когда с одной стороны подходит один провод, а с другой стороны — два провода того же сечения, жилу одиночного провода нужно согнуть вдвое.

4.2. РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Общие сведения

Электропитание радиооборудования осуществляется от централизованных бортовых сетей постоянного тока 27 В и переменного тока 115 и 36 В, 400 Г. При выходе из строя основных источников питания часть аппаратуры: СПУ-7, СГУ-15 (СГС-25), АРК-15 №1 и станции «Ландыш» — питается от аккумулятора, причем для питания станции «Ландыш» автоматически (в полете) включается преобразователь ПО-500А, а для питания АРК-15 № 1 — преобразователь ПТ-200Ц.

Нормальная работа радиооборудования обеспечивается при напряжении бортовых электросетей постоянного тока ($27,5 \pm 2,7$) В и переменного тока ($115 \pm 3,5$) В. Необходимое значение этих напряжений может быть установлено соответствующими регуляторами на электро-

щитке штурмана по показаниям вольтметров.

Все самолетные радиоустановки имеют защиту цепей питания (табл. 24), которая обеспечивается автоматами защиты АЗС (в цепях постоянного тока) и предохранителями СП — в цепях постоянного и переменного токов. Кроме того, в цепях питания имеются плавкие предохранители, установленные в самой аппаратуре.

Самолетное переговорное устройство. СПУ-7 предназначено для: внутренней телефонной связи между всеми членами экипажа; выхода членов экипажа на бортовые радиосредства внешней связи (через КВ и УКВ-радиостанции); прослушивания сигналов опасной высоты от радиовысотомера; прослушивания сигналов наземных навигационных и посадочных маяков. Телефонная связь членов экипажа обеспечивается через абонентские аппаратуры СПУ. Для подключения телефонно-микрофонных гарнитур наземного обслуживающего персонала к сети внутренней связи установлены абонентские переговорные точки.

Переговорное устройство питается:

от бортовой электросети постоянного тока напряжением 27 В с шины питания от аккумулятора левой панели АЗС через автомат защиты АЗС-5. Включает питание штурман переключателем «СПУ-Выкл.»;

от бортовой электросети постоянного тока напряжением 27 В с шины питания от аккумулятора через автомат защиты сети АЗС-5 «СПУ-Выкл.» на щитке управления электроэнергией. Включение питания производится этим же АЗС.

Управление производится с абонентских аппаратов. СПУ используют все члены экипажа.

Абонентские точки обслуживающего персонала подключаются к СПУ-7 только при стоянке самолета концевым выключателем АМ-800К (в нише люка передней опоры) при обжатой передней стойке шасси.

Наименование радиоаппаратуры	Переменный ток		Постоянный ток		Щиток управления электроэнергией
	РК-115В	РК 36В	Левая панель АЗС	Правая панель АЗС	
Радиостанция «Микрон»	СП-15 СП-20		АЗС-10 АЗС-10		
Радиостанция «Ландыш» № 1*	СП-2		АЗС-10		
Радиостанция «Ландыш» № 2*	СП-2		АЗС-10		
Переговорное устройство СПУ-7			АЗС-5		АЗС-5
Громкоговорящее устройство СПУ-15*			АЗС-5		
Громкоговорящее устройство СГУ-15 с магнитофоном «Арфа-МБ»*			АЗС-10		
Громкоговорящая система СГС-25*			АЗС-10		
Магнитофон МС-61Б*			ИП-5		
Радиокомпас АРК-15 № 1*		СП-2 (3 шт.)			АЗС-5
Радиокомпас АРК-15 № 2*		СП-2 (2 шт.)			АЗС-5.
Радиовысотомер РВ-5	СП-2			АЗС-2	
Система РСБН-2С	СП-10				АЗС-10
Система «Курс МП»	СП-2 (3 шт.)			АЗС-5 (3 шт.)	
Дальномер СД-67	СП-2			АЗС-5	
Радиолокатор РОЗ-1	СП-10				АЗС-16
Ответчик СОМ-64	СП-5		АЗС-2		

Примечание.* Аппаратура питается с шины питания приборов от аккумулятора при обесточенной основной сети.

Самолетная громкоговорящая система. СГС-25 предназначена для: оповещения пассажиров первым пилотом и бортпроводником; прослушивания членами экипажа всей информации, проходящей через абонентский аппарат СПУ первого пилота; двусторонней телефонной связи между первым пилотом и бортпроводником; с использованием СПУ; прослушивания в пассажирских салонах музыкальных (и других) записей с магнитофона «Арфа-МБ».

Система СГС-25 питается от бортовой электросети постоянного тока 27 В с шины питания от аккумулятора левой панели АЗС через автомат защиты сети АЗС-10. Включение питания и управление системой осуществляет первый пилот: включение переключателем «СГС-Выкл.», а управление—со щитка пилота. Штурман регулирует громкость прослушиваемой передачи со щитка штурмана. Вызов бортпроводника на связь производится с места первого пилота

звуковым и световым сигналами, а обратной вызов—только световым сигналом по самолетной сигнализации. Пилот пользуется преимущественным правом сообщений пассажирам. При установке переключателя на щитке пилота в положение «Пасс.» передачи бортпроводника прерываются.

Пилот, используя микрофон ДЭМШ-1А или микрофон шлемофона (гарнитуры), и штурман, используя микрофон шлемофона, могут вести передачи через передатчики радиостанций и СПУ с одновременным прослушиванием своей передачи через усилитель У-2 на громкоговоритель и телефоны шлемофона. При использовании гарнитуры микрофонные и телефонные сигналы проходят транзитом через щиток пилота (или штурмана) к абонентскому аппарату СПУ и выходят на тот вид связи, на который установлен переключатель рода работ на абонентском аппарате СПУ. Для ведения передачи через микрофон ДЭМШ-1А или микротелефонную трубку необходимо нажать кнопку на микрофоне или тангенту на трубке. При использовании авиагарнитуры (шлемофона) передача ведется как по СПУ-7. Управление магнитофоном «Арфа МБ» производится с помощью клавиш. При оповещении пассажиров пилотом или бортпроводником громкость воспроизведения с магнитофона понижается.

Магнитофон самолетный. МС-61Б предназначен для записи информации, принимаемой и передаваемой первым пилотом по сетям внутренней и внешней связи, или только для записи речи первого пилота с микрофона гарнитуры. Магнитофон МС-61Б питается с шины питания приборов от аккумулятора через предохранитель ИП-5.

Питание включает первый пилот переключателем «Вкл.—Выкл.», расположенным на пульте управления МС-61Б. Если переключатель «Вкл.—Выкл.» не будет включен, схемой предусмотрено автоматическое включе-

ние магнитофона при взлете самолета и его включение при посадке сигнализатором скорости ССА-07-2,2И системы МСРП-12 или МСРП-12-96 при достижении скорости 70 км/ч и концевым выключателем обжатого положения левой стойки шасси.

Связная коротковолновая радиостанция. Радиостанция «Микрон» предназначена для дальней беспойсковой и бесподстроечной связи экипажа самолета с диспетчерскими пунктами аэропортов международных и внутрисоюзных линий гражданской авиации.

Установка рабочих частот должна производиться строго в диапазоне от 2000 до 2399 кГц. При установке частоты менее 2000 кГц радиостанция при включении будет находиться только в режиме настройки, что может привести к выходу ее из строя.

Радиостанция питается от бортовых электросетей постоянного тока 27 В и переменного тока 115 В, 400 Гц. Питание постоянным током осуществляется с шины №2 левой панели АЗС через автомат защиты АЗС-10 и через выключатель «Микрон — Выкл.»; переменным током—со вспомогательной шины РК 115 В через предохранитель типа СП «Микрон» от резервного преобразователя ПО-4500, который запускается переключателем, установленным на щитке управления электроэнергией.

Ультракотковолновая радиостанция. Радиостанция «Ландыш» предназначена для беспойсковой и бесподстроечной телефонной связи экипажа самолета с диспетчерскими пунктами международных и внутрисоюзных линий гражданской авиации, а также с экипажами других самолетов на этих линиях. На самолете установлены две радиостанции на общей амортизационной раме.

Питание радиостанций «Ландыш» осуществляется от бортовых электросетей постоянного 27 В и переменного 115 В, 400 Гц токов: постоянным током—с шины аккумулятора левой панели АЗС, через автомат защиты АЗС-10; переменным током—с шины

двойного питания РК 115 через предохранитель СП-2.

Выключение питания радиостанций производит первый пилот переключателями «УКВ № 1 — Выкл.» и «УКВ №2—Выкл.», управление радиостанцией №1—любой из пилотов, а №2—штурман, пользуясь пультами управления радиостанций. Работа радиостанций контролируется самопрослушиванием.

Автоматический радиокompас. АРК-15 предназначен для инструментального самолетовождения по приводным и широковегательным радиостанциям на внутрисоюзных и международных линиях, а также для выполнения захода самолета на посадку по системе ОСП-48, применяемой в Советском Союзе.

АРК-15 используется также в качестве связного приемника в диапазонах средних и длинных волн. Для увеличения надежности на самолетах взамен радиокompаса АРК-15 устанавливается радиокompас АРК-15М, отличающийся рядом внутрисхемных изменений: введены микромодули нового типа, изменено число опорных частот и т. д. Кроме этого, в радиокompас АРК-15 встроен автомат-переключатель каналов настройки АРК при выполнении заходов на посадку по системе ОСП. В схеме внешних соединений указанный автомат-переключатель не задействован, что обеспечивает взаимозаменяемость радиокompасов АРК-15 и АРК-15М.

Питание радиокompаса №1 осуществляется от бортовых сетей постоянного 27 В и переменного 36 В, 400 Гц токов: постоянным током—с шины питания от аккумулятора через автомат защиты сети АЗС-5; переменным током 36 В—с трех шин аварийного питания РК 36 В через три предохранителя СП-2. Питание радиокompаса №2 осуществляется от бортовых сетей постоянного 27 В и переменного 36 В, 400 Гц токов: постоянным током — с шины №1 щитка управления электроэнергией через автомат защиты сети АЗС-5; переменным током 36 В—с основных шин

РК 36 В через два предохранителя СП-2. Включение питания и управление АРК-15 №1 и №2 производится с пультов управления. Питание включается переключателем рода работы.

Навигационно-посадочная система. «Курс МП-2» предназначена для инструментального самолетовождения по радиомаякам международной системы ближней навигации VOR и выполнения захода на посадку по радиомаякам международной системы ILS и системы посадки СП-50М, применяемой в Советском Союзе.

Система «Курс МП-2» совместно с системой БСУ-3П используется для автоматического и полуполуавтоматического захода на посадку и состоит из двух полукomплектов (двух коммлектов основных блоков), что обеспечивает одновременную работу с радиомаяками VOR, ILS, дублирование пролета по маякам VOR и автоматическое резервирование при заходе на посадку.

Питание полукomплектов—раздельное. Оба полукomплекта №1 и №2 питаются от бортовых электросетей постоянного 27 В и переменного 115 В, 400 Гц токов: постоянным током—соответственно от шин №1 и №2 правой панели АЗС пилотов через автоматы защиты сети АЗС-5; переменным током—от шины РК 115 В через два предохранителя СП-2.

Цепи коммутации и сигнализации получают питание постоянным током отдельно с шины питания приборов от аккумулятора правой панели АЗС пилотов через автомат защиты сети АЗС-5, являющийся одновременно и выключателем сигнализации. Линия питания цепей сигнализации замыкается только при включении питания полукomплектов. Цепь питания вентиляторов подключена к шине двойного питания 115 В через предохранитель СП-2.

Включает питание и управление системой любой из пилотов: питание—переключателями «Курс МП-1 — Выкл.», «Курс МП-2—Вы-

кл.», а управление—от блока управления, селектора магнитного курса, селектора радиосистем, блока баланса СП-50.

Навигационно-посадочные параметры индицируются:

текущий азимут маяка VOR—штурману на индикаторе VIII в положениях «VOR-1», «ДМЕ» и «VOR-2» переключателей «АРК-1 VOR-1—ДМЕ» и «АРК-2—VOR-2»;

курсовой угол радиомаяка—обоим пилотам на индикаторах ИКУ-1А в положениях «VOR-1» и «VOR-2» переключателей «АРК-1—VOR-1» и «АРК-2—VOR-2».

Положение «РСБН-2С» переключателя на ИКУ-1А не задействовано. На отдельных самолетах курсовой угол радиостанции, на которую настроен АРК № 1 или пеленг радиомаяка VOR, на который настроен первый полукомплект «Курс МП-2», указывает средний зуб трезубца узкой стрелки ИКУ-1А. Одновременно на ИКУ-1А индицируются текущие данные магнитного курса (отсчет по подвижной шкале относительно неподвижного индекса), от системы КС-8 независимо от включения системы «Курс МП-2»;

сигналы отклонения от линии заданного пути (при навигации) или положение линии курса и глиссады (при посадке)—обоим пилотам на приборах НКП-4 системы «Путь 4МПА» и штурману на приборе КПП-МС. Индикация сигналов отклонения от линии заданного пути и положения линии курса обеспечивается вертикальной планкой прибора НКП4 (КППМС), а отклонение от линии глиссады — горизонтальной планкой. Штурману обеспечивается возможность подключения индикатора КПП-МС к первому или второму полукомплекту «Курс МП-2» с помощью переключателя «КПП — VOR-1 — VOR-2».

Сигналы положения курса и глиссады используются также в вычислителях В-4С системы «Путь 4МПА» для выработки команд на управление самолетом по крену и тангажу.

Эти команды выдаются затем обоим пилотам в виде отклонения командных планок пилотажных приборов ПП-75. Вертикальная планка указывает команду по крену, а горизонтальная — команду по тангажу самолета. На приборах ПП-75 индуцируется также положение глиссады при помощи индекса глиссады.

В зависимости от положения переключателя рода работы на селекторе радиосистем приборы НКП-4 могут быть подключены: оба прибора к одному и тому же или разным полукомплектам «Курс МП-2»: оба прибора к выходу системы РСБН-2С; прибор НКП-4 первого пилота к первому полукомплекту системы «Курс МП-2», работающему в режиме «СП-50»: а НКП-4 второго пилота к выходу системы РСБН-2С.

При работе системы в посадочном режиме обеспечивается автоматическое переключение приборов и вычислителей с первого полукомплекта на второй в случае неисправности первого полукомплекта, о чем свидетельствует загорание сигнальных ламп «К₁» и «Г₁» на селекторе радиосистем и срабатывание бленкеров на приборах НКП-4 обоих пилотов. При выходе из строя второго полукомплекта загораются сигнальные лампы «К₂» и «Г₂» на селекторе радиосистем, лампы «КРП» и «ГРП» в табло Т-10У2 на приборных досках пилотов и срабатывают бленкеры на приборах НКП-4 пилотов.

Радиовысотомер. РВ-5 предназначен для измерения истинной высоты полета самолета от 0 до 750 м независимо от характера местности и метеорологических условий, а также для сигнализации заданных (опасных) высот. РВ-5 работает в международном диапазоне частот.

РВ-5 питается от бортовой электросети постоянного 27 В и переменного 115 В, 400 Гц токов: постоянным током — с шины № 2 правой панели АЗС через автомат защиты сети АЗС-2; переменным током — с шины РК 115 В через предохранитель СП-2.

Включение питания производит первый пилот переключателем «Радиовысотомер — Выключено». В схеме РВ-5 предусмотрено автоматическое выключение высотомера на высоте большей 4200 м и включение при снижении до высоты меньшей 4200 м с помощью реле давления ИКДР-470-0 и реле ТКЕ-21ГДТ.

Самолетный дальномер. СД-67 предназначен для измерения расстояния между самолетом и радиомаяками-ответчиками международной системы ближней навигации ДМЕ. СД-67 питается от бортовой сети постоянного 27 В и переменного 115 В, 400 Гц токов: постоянным током — с шины № 1 правой панели АЗС через автомат защиты сети АЗС-5; переменным током — с основной шины РК 115 В через предохранитель СП-2.

Радиотехническая система ближней навигации. РСБН-2С предназначена для самолетовождения по наземным маякам системы РСБН-2С и выполнения захода на посадку по наземным радиомаякам в сложных метеорологических условиях.

Система питается от бортовой электросети постоянного тока 27 В и переменного тока 115 В, 400 Гц: постоянным током — с шины № 2 на щитке управления электроэнергией через автомат защиты сети РСБН-2С; переменным током — с панели предохранителей переменного тока 115 В через предохранитель РСБН-2С. Питание прибора КПП-МС осуществляется также и от системы КС-8. Штурман включает питание системы переключателем «РСБН-2С — Выкл.» и управляет системой со щитка управления и блока управления СРП. Любому пилоту со щитка пилота обеспечивается возможность перевода системы в режим «Посадка» независимо от режима, установленного штурманом на щитке управления, и возможность управления в этом режиме.

Сигнал опознавания самолета выдается при установке переключателя

РСБН-2С «Опознавание — Выкл.» в положение «Опознавание» и последующем нажатии кнопки «Радио» (по запросу наземного диспетчера, принимаемому УКВ-радиостанцией). Сигнал опознавания выдается одновременно с сообщением УКВ-радиостанции.

Самолетный ответчик. СОМ-64 работает в системе управления воздушным движением (УВД) и предназначен для работы с вторичным радиолокатором УВД и автоматической передачи наземным радиолокационным системам информации о номере самолета и высоте полета. Ответчик обеспечивает работу с отечественными радиолокационными станциями посадки самолета и аппаратурой приема и отображения информации от ответчика и их модификациями на территории СССР. Кроме того, ответчик обеспечивает также работы с вторичными радиолокационными системами АТС РБС в соответствии с требованиями ИКАО.

СОМ-64 питается: от шины № 1 постоянного тока 27 В левой панели АЗС через АЗС «СОМ-64»; от основной шины переменного тока 115 В, 400 Гц в РК 115 В через предохранитель СП-5 с трафаретом «СОМ». Включение питания ответчика осуществляется с помощью АЗС с трафаретом «СОМ-64», расположенного на левой панели АЗС, и тумблера «СО-63 — Выкл.», расположенного на пульте управления СО-63. Ответчик потребляет мощность не более: 100 В·А от сети переменного тока 115 В; 50 Вт от сети постоянного тока 27 В.

Для исключения срабатывания ответчика при работе аппаратуры РОЗ-1 и РСБН-2С к СОМ-64 подведены бланкирующие импульсы от этих станций. Эти импульсы запирают в приемник ответчика на время излучения передатчиков РОЗ-1 и РСБН-2С. Связь осуществлена высокочастотными кабелями, подключенными с одной стороны к монобло-

ку и с другой стороны к этим станциям.

Радиолокатор. РОЗ-1 обеспечивает: радиолокационный обзор земной поверхности в навигационных целях; обнаружение грозových фронтов; измерение угла сноса (в случае отказа ДИСС); контроль воздушной обстановки по курсу самолета в любых метеорологических условиях, днем и ночью. РОЗ-1 питается от централизованных сетей постоянного тока 27 В и переменного тока 115 В, 400 Гц.

Постоянный ток 27 В с электропитка штурмана через АЗС-15 подается к блоку ЛЦ15 (клемма 3Ш15). Переменный ток 115 В, 400 Гц с РК 115 В через предохранитель СП-10 подается к блоку ЛЦ15 (клемма 4Ш15). Предохранители защиты внутренних электроцепей РОЗ-1 размещены в блоке ЛЦ-15А, подход к ним возможен через легкооткрывающуюся крышку сверху блока. Общее потребление электроэнергии радиолокатором от бортовых сетей: постоянного тока — 300 Вт; переменного тока — 1000 В·А.

Для включения радиолокатора необходимо: включить АЗС-15 «Локатор» на электропитке штурмана; включить тумблер «Питание» и тумблер «Передачик» на пульте управления (блоке ЛЦ21А), при этом загорается зеленая лампа, контролирующая подачу питания во все блоки, кроме передающей части блока ЛЦ2/12. Передачик включается на излучение автоматически через 3—5 мин после включения тумблера «Питание». При этом загорается красная сигнальная лампа.

Для исключения помех передатчика РОЗ-1 бортовому ответчику СОМ-64 между этими устройствами предусмотрена специальная схема. В момент излучения энергии передатчиком радиолокатора приемник ответчика запирается бланкирующим импульсом.

Для поддержания постоянного давления в герметичном блоке ЛЦ2/12, которое может понизиться ниже допустимого значения из-за травления воздуха при полетах на средних и больших высотах, внутренний объем блока соединен с гермокабиной воздухопроводом. В цепь воздухопровода включен силикагельный осушитель.

В случае аварийной разгерметизации блока ЛЦ2/12 автоматически снимается электропитание с передающей части для того, чтобы не вывести блок из строя. Команда на выключение блока подается специальным датчиком, размещенным внутри блока.

Электростатические разрядники. Они предназначены для рассеивания статического электричества (понижения электростатического потенциала самолета) и обеспечения минимальных радиопомех. Разрядники установлены в следующих местах: по одному на концевых обтекателях крыла; по два на концевых обтекателях стабилизатора, киля; на концевом коке фюзеляжа; по одному на внешних закрылках, РН, РВ, на внутреннем и внешнем элеронах. Разрядники, у которых выгорело более 50% прядей метелки, подлежат замене на новые.

Технические условия на эксплуатацию

1. Дальность двусторонней радиосвязи на действующих каналах по КВ радиостанции «Микрон» при высоте полета 10 000 м должна быть: с наземной радиостанцией РАС-КВ в режиме амплитудной модуляции АМ («Микрон») не менее 1100 км; с наземной радиостанцией «Полоса» — «Нс» и в режимах однополосной модуляции ОМ, ОМН не менее 2400 км; в телеграфном режиме не менее 3000 км.

2. Дальность двусторонней радиосвязи при работе самолетных УКВ-радиостанций «Ландыш» с наземны-

ми радиостанциями типа РАС-УКВ; при $H=10\ 000$ м — не менее 370 км; при $H=1\ 000$ м — не менее 130 км. Должна быть обеспечена возможность одновременной работы УКВ-1 и УКВ-2 с разносом частот 50 кГц.

3. Дальность двусторонней радиосвязи при работе самолетных УКВ-радиостанций «Баклан» с наземными радиостанциями типа РАС-УКВ при $H=10\ 000$ м — не менее 370 км; при $H=1\ 000$ м — не менее 130 км. Должна быть обеспечена возможность одновременной работы УКВ-1 и УКВ-2 с разносом частот 25 кГц.

4. Самолетное переговорное устройство СПУ должно обеспечивать внутрисамолетную связь между всеми членами экипажа, выход на внешнюю радиосвязь по связной и командным радиостанциям для обоих пилотов, штурмана и лоцмана, прослушивание позывных и предупредительных сигналов радионавигационных устройств.

5. Система громкоговорящая самолетная СГС-25 должна обеспечивать передачу пассажирам необходимой информации от пилота и бортпроводника и развлекательных программ с помощью магнитофона.

6. Дальность действия радиотехнической системы ближней навигации РСБН-2С в режиме навигации по каналам дальности азимута: при $H=10\ 000$ м — не менее 360 км; при $H=5\ 000$ м — не менее 250 км.

7. Дальность действия радиокompаса АРК-15М при работе с наземными приводными станциями типа ПАР-3Б, ПАР-8 на частотах 600-1000 кГц соответственно: при $H=10\ 000$ м — не менее 340 км; при $H=5\ 000$ м — не менее 275 км; при $H=1\ 000$ м — не менее 180 км.

8. Дальность действия аппаратуры «Курс МП-2» при полете по равносигнальной зоне курсового радиомаяка:

в режиме СП-50: курсового приемника при $H=1200$ м — не менее 70 км; при $H=600$ м — не менее

45 км; глиссадного приемника при $H=300$ м — не менее 18 км;

в режиме ILS: курсового приемника при $H=600$ м — не менее 45 км; глиссадного приемника при $H=300$ м — не менее 18 км. Проверку разрешается производить в одном из режимов СП-50 или ILS, дальность курсового приемника определять на одной из высот;

в режиме навигации по радиомаякам VOR при $H=8\ 000$ м по отклонению стрелки прибора НКП-4 не менее чем на 2,5 точки при установке селектора азимута $\pm 10^\circ$ от замеренного значения при срабатывавшем бленкере и наличии позывных — не менее 250 км. На высоте полета $H=10\ 000$ м дальность должна быть не менее 285 км.

9. Маркерный радиоприемник МРП-3П должен обеспечить уверенную сигнализацию пролета маркерных маяков системы посадки СП-50 и ILS в режиме «Посадка».

10. При снижении самолета по глиссаде время сигнализации должно быть: при пролете ДПРМ- (12 ± 6) с; при пролете БПРМ — (6 ± 2) с. Максимальная погрешность навигационной системы ДИСС-013-134 по счислению пути в ортодромической системе координат — не более $\pm 2,5\%$.

11. Дальность действия самолетных ответчиков СОМ-64, СО-70: в режиме УВД при работе с наземным радиолокатором при $H=10\ 000$ м — не менее 360 км;

в режиме PBS при работе с наземным радиолокатором при $H=10\ 000$ м — не менее 360 км.

Точность автоматической передачи высоты относительно указателя пилота при горизонтальном полете ± 80 м.

12—15. Дальность действия самолетного дальномера СД-67 при высоте полета $H=10\ 000$ м — не менее 300 км.

16. Помехи необходимо измерять на земле и в воздухе: на земле — при частотах вращения двигателя, близ-

ких к номинальным, в воздухе — при скорости, близкой к $0,8 V_{\max}$.

17. Напряжение помех (шумов) на выходе радиоконпасов в режимах «Антенна» и «Рамка» не должно увеличиваться более чем на 5 В при включении всех радио-и электроустройств самолета.

18. Радиовысотомер РВ-5 должен обеспечивать указание высоты полета и надежную сигнализацию опасной высоты в диапазоне высот 0—750 м и не должен создавать помех на УКВ-1 при заходе на посадку.

19. Максимальные значения переходных сопротивлений узлов металлизации: в местах непосредственного соединения деталей конструкции самолета и агрегатов его оборудования путем пайки, сварки или заклепочных соединений — не более 600 мкОм; в местах соединения деталей и агрегатов через перемычки металлизации, шины и откидные замки — не более 2 000 мкОм, кроме мест, оговоренных поставщиком.

20. Сопротивление изоляции всей сети постоянного тока при выключенных потребителях и источниках электроэнергии и отключенных от корпуса проводов при влажности воздуха не выше 70% должно быть не менее 0,3 МОм.

21. Сопротивление изоляции одного фидера должно быть не менее: 10 МОм при числе потребителей до трех; 8 МОм при числе потребителей более трех.

22. Сопротивление изоляции антенны КВ радиостанции должно быть не менее 100 МОм.

23. Сопротивление изоляции антенн УКВ-радиостанций, курсовой и глиссадной антенн должно быть не менее 20 МОм.

24. Уровень высокочастотного напряжения не ограничен, так как предусмотрена защита входа АРК-15 от повышенных напряжений радиочастот.

25. Точность стабилизации самолета системой автоматического управления БСУ-3П относительно центра

тяжести самолета должна быть: по курсу $\pm 0,5^\circ$; по крену $\pm 1^\circ$; по тангажу $\pm 0,5^\circ$; по высоте ± 25 м.

26. Точность вывода самолета системой БСУ-3П на траекторию посадки, задаваемая системами СП-50 или ILS, в районе ближней приводной радиостанции (БПРС) должна быть: по курсу отклонение от равносигнальной зоны — не более 35 мкА; по глиссаде — не более 110 мкА над и под глиссадой.

27. Периодические колебания самолета относительно равносигнальных зон курса и глиссады на участке от дальней приводной радиостанции (ДПРС) до БПРС должны отсутствовать.

28. Точность стабилизации самолета системой автоматического управления АБСУ-134 относительно центра тяжести самолета должна быть: по курсу $\pm 0,5^\circ$; по крену $\pm 0,5^\circ$; по тангажу $\pm 0,5^\circ$; по высоте ± 20 м на маршруте и ± 10 м на предпосадочном маневре.

29. Вертикальная скорость в режиме стабилизации высоты должна быть не более ± 1 м/с, а при разворотах — не более $\pm 1,5$ м/с. Изменение высоты не должно превышать: при выпуске шасси ± 20 м; при выпуске закрылков на 20° — ± 20 м, на 38° — ± 20 м.

30. Точность вывода самолета системой АБСУ-134 по сигналам радиотехнической системы II категории ИКАО на высоту 30 м должна быть: по курсу 20 мкА; по глиссаде 40 мкА. Допускаются отдельные отклонения по зоне курса до 40 мкА и глиссаде до 80 мкА, обусловленные искривлениями равносигнальных линий или помехами.

31. Периодические колебания самолета относительно равносигнальных зон курса и глиссады на участке от ДПРС до 30 м должны отсутствовать.

32. Крен самолета не должен превышать: на четвертом развороте $(21 \pm 2)^\circ$; в районе ДПРС-БПРС 5° ; в районе БПРС—30 м 3° .

Марка кабеля		Волновое сопротивление, Ом	Диаметр, мм			Тип разъема	Система
старая	новая		жилы	изоляции	наружный		
РК-147	РК-50-7-11-Т	50	2,28	$7,3 \pm 0,3$	$10 \pm 0,6$	СП-50-164П СР-50-161П СР-50-171П	«Курс МП», СД-67, СО-70
РК-6	РК-50-9-12-Т	50	2,7	$9,0 \pm 0,5$	$12,2 \pm 0,8$		«СОМ-64», «Ландыш» РСБН-2С
РК-101	РК-75-4-11-Т	75	0,72	$4,6 \pm 0,2$	$7,3 \pm 0,4$	СР-75-154П СР-75-164П- ВР-22 СР-75-278Ф	СОМ-64 СО-70 РВ-5
РК-149 РДБ-82	РК-75-4-12-Т	75 75	0,78 $2 \times 1,11$	$4,6 \pm 0,2$ $5,1 \pm 0,3$	$7,2 \pm 0,4$ $8,3 \pm 0,4$	СР-75-154П Вставка, двухшты- ревой (из комплек- та СП-50)	СОМ-64 «Курс МП»
	РК-75-4-21-ТС	75	0,85	$4,6 \pm 0,2$	$6,0 \pm 0,4$	СР-75-278Ф	АРК-15
	РК-50-2-21-ТС	50	0,73	$2,2 \pm 1$	$3,5 \pm 0,3$	СР-50 276Ф	СО-70
	РК-50-7-22-Т	50	2,49	$7,3 \pm 0,3$	$9,0 \pm 0,5$	СР-50-163Ф СР-50-163Ф СР-50-164Ф (из комплекта «Микрон»)	«Микрон»
РК-47	РК-50-7-15-Т	50	2,28	$7,3 \pm 0,3$	$10,3 \pm 0,6$	Ф10-1 (из комп- лекта Р-802)	Р-802
	РК-75-4-21-ТС	75	0,85	$4,6 \pm 0,2$	$6,0 \pm 0,4$	2РМД27КПН7Г5А1	АРК-15
	РК-75-2-21-ТС	75	0,41	$2,2 \pm 0,1$	$3,5 \pm 0,2$	2РМД27КПН7Г5А1	АРК-15

Допускаются отдельные выбросы по крену в районе ДПРС-БПРС до 10° , в районе БПРС-30 м до 5° , обусловленные искривлениями равносигнальной линии КРМ или помехами.

33. Стабилизация установившейся заданной скорости должна быть: при полете по кругу ± 10 км/ч; на глиссаде ± 5 км/ч. При полетах в условиях средней болтанки отдельные отклонения максимальной приборной скорости могут быть ± 14 км/ч до пролета ДПРС и ± 7 км/ч после.

34. Остаточная девиация курсовой системы, магнитного и радиоконпасов: для курсовой системы КС-8 — не более $\pm 1^\circ$; для радиоконпасов АРК-15 на КУР-0, 180° должна быть равна нулю, а на остальных курсовых углах — не более $\pm 3^\circ$; для магнитного компаса КИ-13 — не более $\pm 5^\circ$. На установочном кронштейне датчика курсовой системы должны быть нанесены метки продольной оси самолета с точностью $\pm 0,5^\circ$.

35. Первоначальная девиация курсовой системы и магнитного компаса в месте установки должна быть: для курсовой системы КС-8 не более $\pm 2^\circ$; для магнитного компаса КИ-13 — не более $\pm 10^\circ$.

36. Магнитофон «Марс-БМ» должен обеспечивать запись информации, принимаемой по СПУ в положениях «СПУ» и «Радио» (от всех членов экипажа и переговоров точек обслуживающего персонала) в режимах «Непрерывная работа», «Автопуск» и «СПУ» по рабочему каналу и по каналу прослушивания в продолжение всего полета, руления без дополнительной регулировки громкости СПУ.

37. При замене высокочастотных кабелей устанавливать новые кабели в соответствии с табл. 25.

38. Радиус изгибов высокочастотных кабелей должен быть не менее семи диаметров фидера.

39. Высокочастотные кабели не должны касаться конструкции самолета и агрегатов систем. Зазор

между высокочастотным кабелем и неподвижными элементами конструкции допускается не менее 5 мм, а между подвижными элементами конструкции — не менее 15 мм.

40. Монтаж высокочастотных кабелей в окнах элементов конструкции производить на резиновых проходниках (втулках).

41. На крепежных деталях высокочастотного кабеля допускаются механические повреждения глубиной не более 0,5 мм.

42. Сопротивление изоляции между вибратором и основанием должно быть не менее: 50 МОм для УКВ-антенны и 10 МОм — для навигационной антенны.

43. Переходное сопротивление между гнездом разъема и вибратором должно быть не более: 8500 мкОм для УКВ-антенны и 25 мОм — для навигационной.

44. Переходное сопротивление между фланцем антенны и корпусом разъема должна быть не более: 400 мкОм для УКВ-антенны и 600 мкОм для навигационной.

4.3. ЭЛЕКТРИФИЦИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Основными органами управления самолетом относительно его трех взаимно перпендикулярных осей являются руль высоты, руль направления и элероны. Кроме этих основных органов управления на самолете имеются переставляемый (управляемый) в полете стабилизатор, закрылки и интерцепторы.

Конструкция узлов крепления горизонтального оперения и система управления обеспечивают возможность регулировки установочного угла стабилизатора относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ) в пределах от $-1^{\circ} 30'$ до -3° . Практически используются два положения: на взлете до -3° , в полете и на посадке $-1^{\circ} 30'$ относительно СГФ. Переставлять стабилизатор из одного положения в другое разре-

шается только на режимах взлета при скоростях полета не более 400 км/ч по прибору.

Управление стабилизатором — электромеханическое, дистанционное. Электромеханизм управления стабилизатором МУС-7А включается в работу переключателем ЗПНГ15К, установленным на пульте управления триммерами первого пилота и на электроштитке второго пилота. Управление закрылками производится электромеханизмом МПЗ-18А-5, который приводится в действие перемещением ручки механизма МКВ-43А. Управление интерцепторами осуществляется двумя гидравлическими приводами с гидравлической синхронизацией правого и левого интерцепторов. Выпуск и уборку интерцепторов выполняет первый пилот посредством переключателя 2ППНТК и кнопки 204 Г К, установленной на правом роге штурвала под гашеткой.

На самолете имеется автономная гидравлическая система с насосной станцией НС-45 для питания рабочей жидкостью гидроусилителя ГУ-108 в случае неисправности основной гидросистемы.

На самолете применен автопилот АП-6ЕМ-3П (АП-134). Рулевые машины автопилота при помощи тросов и их секторов связаны с жесткими проводками систем управления элеронами, РВ и РН.

Для улучшения затухания боковых колебаний самолета на всех режимах полета (при включенном автопилоте), а также для улучшения боковой управляемости самолета на взлетно-посадочных режимах служит двухканальный демпфер рыскания ДР-134М, исполнительные механизмы которого РАУ-108 установлены последовательно в системе управления РН. Демпфер рыскания ДР-134М представляет собой две автономные автоматические системы, в которых ход штоков РАУ-108 пропорционален угловой скорости рыскания самолета, а при выпущенных закрыл-

ках — и угловой скорости крена. Демпфер рыскания включается в управление самолетом автоматически при нормальном давлении в гидросистеме и включенном гидроусилителе ГУ-108Д. В случае неисправности ГУ-108Д или падения давления в гидросистеме демпфер ДР-134М автоматически отключается. Включение демпфера рыскания заблокировано с автопилотом: при включении автопилота демпфер ДР-134М автоматически отключается.

Основные органы управления снабжены: РВ — триммерами; РН — триммером-флетнером; элероны — триммерами-флетнерами и флетнерами.

Пружинные загрузатели установлены в системах управления РН и элеронами для создания на педалях имитации аэродинамической нагрузки от РН и на штурвале от элеронов. В системе управления элеронами установлен один постоянно включенный загрузатель, а в системе управления РН — два загрузателя: взлетно-посадочный и полетный.

Взлетно-посадочный пружинный загрузатель. Он осуществляет имитацию усилий на педалях от аэродинамической нагрузки на РН, установлен в кабине пилотов, смонтирован на механизме включения. На корпусе механизма включения шарнирно установлен электромеханизм триммерного эффекта МП-100М-38 для триммирования (уменьшения усилий на педалях от пружины) пружинного загрузателя.

Включение и выключение пружинного загрузателя заблокировано с включением и выключением гидроусилителя ГУ-108Д и давлением в гидросистеме самолета. При включении ГУ-108Д происходит автоматическое включение в систему управления РН пружинного загрузателя, при выключении ГУ-108Д или падении давления в гидросистеме до (15 ± 5) кгс/см² будет происходить автоматическое выключение его из системы управления РН.

Триммирование пружинного загрузателя обеспечивает полное снятие нагрузки на педалях от пружинного загрузателя в диапазоне углов отклонения руля на $(\pm 5 \pm 30)^\circ$ и производится электромеханизмом триммерного эффекта МП-100М-38, управляемым переключателем с пульта управления триммерами первого и второго пилотов.

Переключатель заблокирован с переключателем управления триммером РН. Раздельное управление механизмом триммерного эффекта и триммером РН осуществляется с помощью концевого выключателя А812В, установленного на механизме включения пружинного загрузателя. При падении давления в гидросистеме или выключении ГУ-108Д концевой выключатель разъединит электроцепь механизма триммерного эффекта с переключателем ЗПНГ-15К управления триммером РН и электромеханизмом МП-100М-38 и соединит электроцепь между переключателем ЗПНГ-15К управления триммером РН и электромеханизмом МП-100М-38 и электромеханизмом управления триммером. Отклонение этого переключателя при триммировании должно сопровождаться уменьшением нагрузки на педалях от пружинного загрузателя.

Лампы сигнализации нейтрального положения триммера или загрузателя РН установлены на пультах триммеров первого и второго пилотов.

Ход штока электромеханизма МП-100М-38 равен $\pm 1,5$ мм; минимальное время непрерывного триммирования на угол отклонения РН $5^\circ 30'$ равно 4,8 с, максимальное время — 6,9 с.

Полетный пружинный загрузатель. Он предназначен для ограничения углов отклонения РН в полете. Механизм включения обеспечивает включение полетного загрузателя посредством смонтированного на нем электромеханизма МП-100М-16, включенного в цепь управления закрылками.

В цепи питания электромеханизма МП-100М-16 имеется переключатель ППГ-15К, который для обеспечения нормальной работы полетного загрузчика должен быть установлен в положение «Включен» и закрыт предохранительным красным колпачком. При таком положении переключателя включение полетного загрузчика в систему управления РН происходит автоматически при включенном гидроусилителе, убранных закрылках и необжатых стойках основных опор. Выключение полетного загрузчика производится также автоматически при выпуске закрылков и обжатии основных опор.

Для принудительного (аварийного) выключения полетного загрузчика в случае посадки самолета с невыпущенными закрылками в кабине экипажа на верхнем электроштитке необходимо и достаточно переключатель ППГ-15К перевести в положение «Принудительно выключен», предварительно открыв его предохранительный колпачок.

Включение полетного загрузчика сигнализируется зеленой лампой. Полетный загрузчик установлен в кабине экипажа, под полом правого пилота между шпангоутами № 7 и № 8.

Ход штока электромеханизма МП-100М-16—16 мм, среднее время перемещения — 6 с.

Механизм включения сигнализации при включенном полетном загрузчике включает и выключает сигнальную лампу в световом сигнальном табло, размещенном в верхнем правом углу приборной доски первого пилота в случае отклонения РН более чем на $\pm 5^\circ$. Сигнальная лампа включается в диапазоне отклонения РН от $\pm 5^\circ$ до $(\pm 25 \pm 1)^\circ$. Механизм включения сигнализации установлен на задней стенке шпангоута № 7.

Переход на ножное управление (без гидроусилителя) происходит при отказе гидросистемы и определяется по затяжелению управления

и возникновению больших усилий на педалях. Кроме этого, отказ гидросистемы характеризуется падением давления гидросмеси, что можно обнаружить по показаниям манометров и по загоранию сигнальных ламп при давлении ниже 100 кгс/см^2 , расположенных на верхнем щитке пилотов.

При отказе гидросистемы автоматически выключаются из системы управления РН пружинные загрузчики, ГУ-108Д и демпфер рыскания ДР-134М, а на пультах левого и правого пилотов загораются сигнальные лампы нейтрального положения триммеров и механизма триммерного эффекта взлетно-посадочного загрузчика РН. При загорании сигнальных ламп необходимо выключить ГУ-108Д, включить клапан аварийного кольцевания, установленный на ГУ-108Д, и производить управление триммерами РН.

Гидроусилитель ГУ-108Д включается в работу открытием электромагнитного крана ГА-165, установленного между шпангоутами № 59 и № 60 в магистрали, соединяющей ГУ-108Д с основной гидросистемой самолета. Управление электромагнитным краном ГА-165 производится переключателем ППГ-15К, расположенным на верхнем электроштитке пилотов. Цепь питания ГА-165 включения гидроусилителя ГУ-108Д защищена автоматом АЗС-10, расположенным на панели АЗС первого пилота и подключенным к шине питания от аккумуляторов. Цепь питания электромагнита ЭМО8/Т аварийного кольцевания РН защищена автоматом защиты АЗС-15, подключенным к шине питания от аккумуляторов на панели АЗС первого пилота.

Включение гидроусилителя заблокировано механизмом стопорения рулей. Блокировка осуществляется с помощью концевого выключателя А812В, который включает цепь электромагнитного крана ГА-165 только тогда, когда РН отстопорен. Концевой выключатель А812В уста-

новлен под рукояткой стопорения РН на пульте первого пилота.

Управление триммерами РВ. Управление производится электро-механизмом УТ-15. Для ограничения отклонения триммеров при работающей электрической системе используются концевые выключатели А802В. Управление электро-механизмом УТ-15 осуществляется с помощью нажимных переключателей 2ПНГ-15К, установленных на штурвалах первого и второго пилотов. При включении переключателя 2ПНГ-15К первого или второго пилотов от себя триммеры отклоняются вверх на $3^\circ \pm 30'$ или соответственно на $(5,6 \pm 1)$ мм, при включении на себя триммеры отклоняются вниз на $4^\circ \pm 30'$ или $(7,5 \pm 1)$ мм.

При управлении электро-механизмом УТ-15 от переключателей 2ПНГ-15К блокировочное реле ТКЕ-52ПД1, установленное в распределительной панели первого пилота, отключает цепь автоматического управления автоматом триммирования АТ-2 от автопилота. На самолетах с АБСУ-134 управление электро-механизмом УТ-15 входит в схему автопилота АП-134.

После того как сработает электро-механизм, можно при необходимости увеличить угол вверх и вниз с помощью тросовой проводки. Во время полета управление триммерами может производиться как тросовой, так и электрической системами, никаких дополнительных действий для перехода с одного вида управления на другой производить не нужно. Указатели положения триммеров, установленные на пультах пилотов, работают в обоих случаях одинаково.

При включенной системе управления заходом на посадку БСУ-3П используется автомат триммирования АТ-2, входящий в комплект этой системы. Автомат триммирования включается одновременно с включением продольного канала автопилота АП-6ЕМ-3П и работает в течение всего полета с работающим авто-

пилотом до отключения последнего. При включении автопилота цепь электрического управления триммерами РВ от переключателей 2ПНГ-15К размыкается.

При выключении автопилота блокировочным реле ТКЕ-52ПД1 электроцепь управления АТ-2 размыкается, при этом в блоке БУТ-3 электроцепь подачи напряжения 27 В переключателями 2 ПНГ-15 управления триммерами РВ замыкается. Автомат триммирования обеспечивает также сигнализацию о превышении допустимых с точки зрения безопасности полета усилий в системе управления и автоматическое отключение электро-механизма УТ-15 при неисправностях автотриммера. Чувствительным элементом АТ-2 является дублированный датчик усилий ДДУ-1, установленный в тяге управления РВ.

На самолетах последних серий при включенной автоматической бортовой системе АБСУ-134 автоматическое снятие и индикация нагрузок в системе управления РВ осуществляется блоком управления триммированием БУТ-7. Блок БУТ-7 включается одновременно с включением продольного канала автопилота и работает на протяжении всего полета с включенным автопилотом до отключения последнего. В БУТ-7 предусмотрены сигнализация и автоматическое отключение электро-механизма триммирования при неисправностях автотриммера, вызывающих перекидку триммера в сторону увеличения усилий или неснятия предельно допустимых усилий в тросовой проводке управления за время более 6 с. Управляющий сигнал в БУТ-7 снимается с выхода усилителя рулевой машины РВ. Сигнал, усиленный и преобразованный, подается на указатель триммирования УАТ-3 и на обмотки электро-механизма управления триммированием УТ-15. Включение электро-механизма УТ-15 происходит при входном сигнале, соответствующем нагрузке на барабане рулевой маши-

ны руля высоты РД-25ФА-Т (15 ± 5) кг.

Для аварийного отключения механизма УТ-15 в случае какой-либо неисправности имеется выключатель ВГ-15 на верхнем электрощитке пилотов, закрытый красным откидывающимся вверх колпаком. При закрытом положении колпака выключатель ВГ-15 выключен. В рабочем положении выключателя колпак открыт и для отключения управления достаточно закрыть этот колпак, при этом выключатель выключится. Максимальные углы отклонения триммеров РВ от работающего АТ-2 составляют: вверх $4^\circ \pm 30'$, вниз $7^\circ \pm 30'$.

Управление триммерами элеронов. Управление производится двумя электромеханизмами МП-100МТ-20, установленными на верхнем поясе II лонжерона крыла между нервюрами № 16 и № 17, по одному на каждый элерон. Система управления триммерами элеронов обеспечивает возможность включать электромеханизмы МП-100МТ-20 при любом положении элерона. Внутри каждого электромеханизма имеются три концевых выключателя, из них два — для ограничения хода штока и один — для сигнализации нейтрального положения триммера. Питание на электромеханизмы триммеров МП-100МТ-20 поступает от автоматов защиты АЗС-5, установленных на панели АЗС первого пилота и подключенных к шине питания от аккумуляторов.

Основные технические данные МП-100МТ-20

Номинальное напряжение, В . . .	$27 \pm 10\%$
Нагрузка на шток, кг:	
номинальная	100
максимальная	150
Потребляемый ток, А, не более:	
номинальный	1,5
максимальный	1,8
Рабочий ход штока, мм	$20 \pm 1,5$
Скорость хода штока, мм/с	$1,28 \pm 1,85$
Время перекладки триммера от нейтрального до крайнего отклоненного положения, с	4,3—6,2
Углы отклонения триммеров, ° (мм)	$\pm 3 \pm 0,5$ ($\pm 6 \pm 1$)

Сигнальная лампа горит в диапазоне ± 1 мм от среднего положения штока при ходе штока на 0,5—2 мм. Управление электромеханизмами триммеров элеронов производится двумя нажимными переключателями ЗПНГ-15К, установленными на пультах триммеров первого и второго пилотов. Нейтральное положение триммеров элеронов сигнализируется лампами СЛМ-61 с белым светофильтром, установленными на пультах триммеров пилотов. Ввиду возможной разницы в скоростях движения штоков механизмов в процессе эксплуатации могут иметь место случаи рассогласования положений триммеров. Для контроля за взаимным положением триммеров и их согласования в щитке запуска двигателей установлен пульт синхронизации триммеров элеронов. На пульте синхронизации установлены нажимной переключатель 2ПНГ-15К, включенный в цепь управления электромеханизмом левого элерона, сигнальная лампа СЛМ-61, которая указывает нейтральное положение этого механизма, и концевой выключатель Д-701, который при закрытии крышки пульта синхронизации разрывает цепь сигнальной лампы СЛМ-61 нейтрального положения левого элерона.

Порядок синхронизации триммеров элеронов на земле следующий: переключателем управления триммеров элеронов на одном из пультов триммеров установить триммеры элеронов в нейтральное положение. При этом загорятся лампы нейтрального положения на пультах триммеров пилотов. Лампы включаются концевым выключателем электромеханизма триммера правого элерона; открыть крышку пульта синхронизации и, управляя нажимным переключателем 2ПНГ-15К, добиться загорания сигнальной лампы на этом пульте. Синхронизация считается достигнутой при одновременном горении трех ламп сигнализации: одной на пульте синхронизации и двух — на пультах триммеров пилотов;

закрыть пульт синхронизации крышкой.

Синхронизацию положения триммеров элеронов необходимо проверять перед полетом. Производить синхронизацию триммеров в полете запрещается.

Управление триммером РН. Управление осуществляется электромеханизмом МП-100МТ-18, установленным на II лонжероне кия, производится только без гидроусилителя (безбустерное управление), когда выключены пружинные загрузжатели. При включении в систему управления РН гидроусилителя ГУ-108Д автоматически включается пружинный загрузжатель, отключается электромеханизм МП-100МТ-18 и подготавливается цепь управления электромеханизмом МП-100М-38 триммерного эффекта.

Электромеханизмы МП-100М1-18 или МП-100М-38 приводятся в действие с помощью двух нажимных переключателей ЗПНГ-15К, установленных на пультах триммеров первого и второго пилотов. Электромеханизм МП-100МТ-18 приводится в действие при выключенном ГУ-108Д, электромеханизм МП-100М-38 — при включенном ГУ-108Д. Полный рабочий ход электромеханизма МП-100МТ-18 от нейтрального положения до отклонения триммера на максимальный угол составляет 9 мм. Время перекладки триммера от нейтрального до крайнего отклоненного положения — от 5 до 7 с. При отклонении переключателя вправо триммер отклоняется влево на угол $1^{\circ}30' \pm 30'$ или соответственно в линейном измерении на $(7,3 \pm 2,5)$ мм, при отклонении переключателя влево триммер отклонится вправо на тот же угол. Электромеханизм можно включать при любом положении руля. Замеры отклонения триммера производятся по его верхнему торцу.

Цепь питания электромеханизма МП-100МТ-18 защищена автоматом защиты АЗС-5, установленным на панели АЗС первого пилота и

подключенным к шине питания от аккумуляторов.

Демпфер рыскания. ДР-134М предназначен для улучшения характеристик боковой устойчивости и управляемости самолета при управлении пилотом (при выключенном автопилоте). Демпфер рыскания ДР-134М во всем диапазоне полета работает в режиме парирования короткопериодических боковых колебаний параллельно с пилотом.

ДР-134М состоит из двух автономных каналов, исполнительные механизмы которых (рулевые агрегаты управления РАУ-108) установлены в системе управления РН последовательно. Ход штоков РАУ-108: рабочий (по концевым выключателям) $(\pm 11,5 \pm 0,5)$ мм; максимальный (по механическим упорам) $(\pm 13,8 \pm 0,5)$ мм.

Отклонения РН от демпфера: I канал — рабочие $(\pm 3,8 \pm 0,17)^{\circ}$; максимальные $(\pm 4,6 \pm 0,17)^{\circ}$; II канал — рабочие $(\pm 4,8 \pm 0,21)^{\circ}$; максимальные $(\pm 5,7 \pm 0,21)^{\circ}$.

В схеме демпфера предусмотрены следующие блокировки: отключение демпфера при падении давления в гидросистеме или при выключении гидроусилителя; отключение сигнала по угловой скорости крена при уборке закрылков; отключение демпфера при включении автопилота.

На взлетно-посадочных режимах (при выпущенных закрылках) в схему демпфера рыскания подключается сигнал по угловой скорости крена, предназначенный для улучшения боковой управляемости самолета на больших углах атаки. При отклонении элеронов с появлением угловой скорости крена демпфер отклоняет РН в сторону крена. Это уменьшает скольжение на опущенное крыло и, следовательно, уменьшает колебание переходного процесса по угловой скорости крена — устраняет «зависание» самолета по крену при переключении элеронов.

Включение демпфера ДР-134М производится по каждому каналу отдельно установкой выключателя

ВГ-15К соответствующего канала в положение «Работа». При установке выключателя в положение «Нейтраль» демпфер отключается, а штоки исполнительных механизмов РАУ-108 автоматически устанавливаются в нейтральное положение.

Демпфер ДР-134М получает питание по постоянному току с панели АЗС первого пилота: I канал — с шины № 1; II канал — с шины № 2 с защитой цепи автоматами АЗС-10; по переменному току с РК 36 В с защитой каждой фазы предохранителем СП-2А. Питание переменного тока включается автоматически при включении питания постоянного тока автоматами АЗС-10.

Потенциометры указателей положения рулевых агрегатов РАУ-108 получают питание непосредственно от шины РК хвостовой части фюзеляжа через предохранители СП-2А. Это дает возможность сразу после включения питания бортовой сети видеть на указателях положение раздвижных тяг РАУ-108.

Управление стабилизатором. Электрическая система управления обеспечивает изменение угла положения стабилизатора относительно строительной горизонтали фюзеляжа в пределах от $-1^{\circ}30'$ до -4° (по УПС-1 от 0 до $-1^{\circ}-2^{\circ}30'$). Управление стабилизатором может выполняться как первым, так и вторым пилотом посредством переключателей ЗПНГ-15К, установленных на пульте триммеров первого пилота и на электрощитке второго пилота.

Перестановка стабилизатора осуществляется электромеханизмом МУС-7А, приводящим в действие систему управления. В электромеханизме МУС-7А имеются два электродвигателя, связанные между собой через суммирующий дифференциал. Электродвигатели питаются от разных линий и в случае выхода из строя одного электродвигателя или линии его питания другой электродвигатель обеспечивает нормальную работу системы со скоростью вдвое меньшей.

Выключение электромеханизма МУС-7А при достижении стабилизатором крайних рабочих положений ($-1^{\circ}30'$ и -4°) производится автоматически механизмом концевых выключателей МКВ-38, установленным на подъемнике стабилизатора. При выключении МУС-7А система управления стабилизатором стопорится посредством тормозных муфт электромеханизма. Перемещение системы за пределы крайних положений ограничено упорами, встроенными в подъемник стабилизатора (при нормальной работе система не должна доходить до упоров). Положение системы на упорах отмечено рисками «УПВ» (упор верхний) и «УПН» (упор нижний), нанесенными на подъемнике.

В случае перегрузки выходного вала МУС-7А электромеханизм переходит в режим пробуксовки, ограничивая момент, нагружающий систему управления стабилизатором. Для регулировки и проверки системы в обесточенном состоянии стабилизатор можно перемещать вручную посредством съемной рукоятки ручного привода МУС-7А.

Положение стабилизатора контролируется из кабины пилотов по дистанционному указателю положения стабилизатора УПС-1, установленному на верхнем приборном щитке. Датчик указателя установлен в хвостовом обтекателе киля и связан со стабилизатором тягой. Индикатор указателя установлен на верхнем приборном щитке.

Основные технические данные системы управления стабилизатором

Диапазон углов отклонения стабилизатора	от $1^{\circ}30' \pm 5'$ до $-4^{\circ} \pm 5'$
---	---

Продолжительность перемещения стабилизатора на земле из одного крайнего положения в другое, с, не более:

при совместной работе двух электродвигателей МУС-7А	5,5
при раздельной работе каждого электродвигателя МУС-7А	11

Сила тока при перемещении стабилизатора на земле из одного крайнего положения в другое, А, не более:

при совместной работе двух электродвигателей МУС-7А	40
при раздельной работе каждого электродвигателя МУС-7А	20

После остановки стабилизатора в крайних положениях при работе от двух электродвигателей МУС-7А торец кожуха подъемника должен совпадать с рисками «ПВ» (положение верхнее и «ПН» (положение нижнее). При этом недоход системы до упоров — не менее 24 оборотов рукоятки ручного привода МУС-7А.

Цепи питания электродвигателей защищены предохранителями ИП-75, установленными в ЦРП. Все контакторы и реле расположены в РК хвостового оперения. Автоматы защиты АЗС-5 цепей управления переключкой стабилизатора установлены на панели АЗС первого пилота.

Механизм концевых выключателей МКВ-38 предназначен для автоматического выключения электромеханизма МУС-7А при достижении стабилизатором крайних рабочих положений, он установлен на подъемнике стабилизатора.

Указатель положения стабилизатора УПС-1 устанавливается на верхнем приборном щитке. В комплект прибора УПС-1 входят: указатель УПС-1 (ИП-21-18); датчик ДЗП-47 (ДС-10). Питание включается с панели АЗС пилотов с шины питания приборов от аккумуляторов через автомат защиты сети АЗС-2. На самолетах последних серий питание датчика и указателя осуществляется также и переменным трехфазным током от РК 36 В с шин аварийного питания (I и III фазы) через предохранители СП-2А.

Управление закрылками. Система электрического управления закрылками (СЭУЗ) является электродистанционной следящей системой управления с четырьмя независи-

ми каналами слежения и электроприводом смешанного возбуждения, выходной вал которого может занимать ряд дискретных положений, заданных рукояткой управления. По двум каналам обеспечивается дистанционное управление выпуском и уборкой закрылков, а по остальным двум — синхронизация положения закрылков. В случае выхода из строя одного из каналов система остается работоспособной. Задающим устройством в каждом канале является потенциометрический датчик, который включается в мостовую схему с потенциометром обратной связи.

Система электрического управления закрылками обеспечивает:

- дублированное автоматическое управление выпуском и уборкой закрылков и отключение схемы слежения в положениях 0 и 38°;

- световую сигнализацию и автоматическую остановку привода при нарушении механической связи между закрылками;

- ручное управление выпуском и уборкой закрылков;

- индикацию положения закрылков;
- возможность перемещения закрылков от ручного привода при регулировке и отладке системы на земле;

- возможность проверки работоспособности каналов синхронизации, световой сигнализации о неисправности канала синхронизации при исправной кинематике закрылков (на машинах с блоком БУ-2А);

- синхронизацию закрылков в случае нарушения механической связи между ними после переключения пилотом переключателя рода работ в положение «Выкл.»;

- работу в аварийном режиме и работу на одном канале управления при одном работающем электродвигателе при наличии неисправности в одном из дублирующих каналов;

- возможность остановки системы в любом положении с помощью переключателя рода работ.

Дистанционное автоматическое управление выпуском и уборкой закрылков осуществляется установ-

кой ручки управления механизмами МКВ-43А в нужное положение при нейтральном положении «Автомат» переключателя режимов работ, установленного на верхнем приборном щитке пилотов.

Выпуск и уборка закрылков в крайние положения (38° и 0°) производится подачей сигнала непосредственно на аппаратуру управления приводом, минуя цепи автоматики. Указанное переключение и остановка привода в крайних положениях осуществляются концевыми выключателями, встроенными в механизм МКВ-43А.

Ручное управление выпуском и уборкой закрылков в любое промежуточное положение производится установкой ручки управления механизма МКВ-43А в одно из крайних положений (38° или 0°), а переключателя 2ППНТ-К рода работ — в положение «Ручн.». При этом необходимый угол выпуска или уборки закрылков обеспечивается перемещением ручки механизма МКВ-43А на фиксатор требуемого угла в моменты, фиксируемые по соответствующим показаниям индикатора положения закрылков ИП-32-07.

Каналы синхронизации предназначены для синхронизации закрылков при нарушении механической связи между ними. При нарушении этой связи (показания индикатора ИП-32-07 по правому * и левому крылу разные) система должна быть переключена на режим синхронизации, для чего переключатель 2ППНТ-К необходимо установить в положение «Выкл.». В этом режиме управление работой электромеханизма осуществляется по каналу синхронизации, а каналы дистанционного управления выключаются. При этом закрылок с исправной механической связью следит за положением закрылка с поврежденной кинематической связью на одном работающем электродвигателе. Перемещение исправного закрылка будет происходить до тех пор, пока сигнал

обратной связи, снимаемый с потенциометра обратной связи в механизме МКВ-42В, не уравнивает воздействие, снимаемое с задающего потенциометра механизма МКВ-41. После этого разрываются цепи управления электромеханизмом. Привод останавливается.

В случае появления ложного сигнала о нарушении механической связи между закрылками (в момент загорания сигнальной лампы показания индикатора положения ИП-32-07 по левому и правому закрылку одинаковы) неисправности обоих каналов синхронизации (в момент загорания сигнальной лампы «Проверь положение закрылков» показания индикатора положения ИП-32-07 по левому и правому закрылку одинаковы) необходимо переключатель рода работ 2ППНТ-К поставить в положение «Ручн.» и производить выпуск и уборку закрылков вручную. При неисправности одного из каналов синхронизации необходимо проверить сопротивление изоляции штепсельных разъемов МКВ-41.

Управление интерцепторами. Электрическое управление осуществляется посредством переключателя 2ППНТК (ППНТ-15), установленного на электрощитке пульта первого пилота, и кнопки 204КС, установленной на правом роге штурвала первого пилота под гашеткой.

Выпуск и уборка интерцепторов производится с помощью электромагнитного гидравлического крана ГА-163Т/16, который сообщает полости выпуска и уборки гидродъемников интерцепторов с основной гидросистемой. При подаче питания на клемму 3 крана интерцепторы убираются, а при подаче питания на клемму 2 — выпускаются.

Выпуск интерцепторов можно произвести только на земле, когда обжата хоть одна из основных стоек шасси и когда секторы газа установлены в положение «Малый газ», так как цепь выпуска заблокирована параллельно включенными концевыми выключателями АМ-800К

реле блокировки и последовательно включенными концевыми выключателями А802Д блокировки выпуска интерцепторов в положении «Большой газ». Выключатели АМ-800К установлены на амортизационных стойках шасси, а А802Д — на правом мотопульте и заблокированы с секторами газа.

Переключатель 2ППНТК имеет три положения: «Включено», «Выключено» и «Принуд. уборка». Положение «Включено» соответствует полетному положению, при котором после отрыва шасси от земли и уборки закрылков цепь автоматической уборки интерцептором обесточивается контактами реле ТКЕ-52ГД включения полетного загрузжателя. Переключатель 2ППНТК устанавливается в положение «Включено» перед взлетом и находится в этом положении в течение всего полета до заруливания на стоянку. Выпуск интерцепторов производится нажатием на кнопку 204К гашеткой, а уборка — размыканием (снятием гашетки с защелки). Режим «Принуд. уборка» служит для уборки интерцепторов с помощью кнопки в случаях неисправности цепи управления интерцепторами.

Неубранное положение интерцепторов сигнализируется горением ламп, размещенных на средней приборной доске пилотов.

В случаях загорания одной из ламп неубранного положения интерцепторов в полете необходимо немедленно перевести переключатель в положение «Принуд. уборка», проверить положение гашетки и, если она снята с защелки, перевод переключателя в положение «Включено» производить только после касания самолетом ВПП.

Цепь управления интерцепторами защищена автоматом защиты АЗС-5, установленным на панели АЗС первого пилота и подключенным к шине питания от аккумуляторов. Сигнальные лампы получают питание от АЗС-5 сигнализации положения шасси.

4.4. АЭРОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

Аэронавигационное оборудование и бортовые системы управления позволяют пилотировать самолет как в простых, так и в сложных метеорологических условиях. Пилотажно-навигационные приборы определяют местоположение самолета относительно земли (углы крена и тангажа, скорость, высоту и направление полета). Вспомогательные приборы контролируют работу самолетных агрегатов и систем.

Дистанционный авиагоризонт. АГД-1С нормально работает в интервале температур от 50 до -60°C и на высотах до 20 000 м.

Основные технические данные АГД-1С

Время готовности к работе после включения питания (при стояночных углах самолета по крену и тангажу не более $\pm 4^{\circ}$), мин:

при температуре от $+50$ до -30°C	1
при температуре от -30 до -60°C	1,5

Рабочие углы, в пределах которых выдаются правильные показания, $^{\circ}$:

по крену	360
» тангажу (за исключением углов $85-95^{\circ}$ пикирования и кабрирования)	360

Точность выдерживания вертикали гироскопом гиродатчика с включенной коррекцией на неподвижном основании, $^{\circ}$:

по крену	$\pm 0,25$
» тангажу	$\pm 0,2$

Погрешность в показаниях углов крена, $^{\circ}$, не более:

после выполнения разворотов на угол до 360° с угловой скоростью более $0,3^{\circ}/\text{с}$	± 3
после взлета	3

Максимальная скорость отработки следящей рамы гиродатчика, $^{\circ}/\text{ч}$, не менее

360

Погрешность в передаче углов крена и тангажа на указатель горизонта, $^{\circ}$:

на 0°	± 1
до $\pm 30^{\circ}$	$\pm 1,5$
свыше $\pm 30^{\circ}$	$\pm 2,5$

Напряжение, В, и частота, Гц, тока:

переменного	$36 \pm 1,8;$ 400 ± 8
постоянного	$27 \pm 2,7$

Для предотвращения выхода самолета в полете на предельные крены введена система световой сигнализации, осуществляемая гидродатчиком 458МКС, сигнализатором скорости ССА-2-3, сигнальными лампами на приборных досках пилотов. Гиродатчик предназначен для выдачи электрических сигналов, зависящих от углов крена и тангажа самолета, в диапазоне углов 360° на всех режимах полета и при любых эволюциях самолета. Гиродатчик работает также, как сигнализатор предельных углов крена, но только при основном положении рамы. При перевернутом положении следящей рамы правильность выдачи сигналов предельных углов крена нарушается.

Действие сигнализации состоит в том, что при скорости полета менее (280 ± 10) км/ч на режимах взлета и посадки, если угол крена достигает 15° , на приборных досках пилотов загорается лампа «Крен лев. велик» или «Крен прав. велик». Если скорость полета превышает (280 ± 10) км/ч в маршрутном полете, на тех же приборных досках загораются лампы при углах крена $\pm 32^\circ$.

Отклонение самолета от вертикали передается гиродатчиком на дистанционный указатель с помощью сельсинной передачи. Кроме того, предусмотрен дополнительный сельсин в указателе для связи с блоком контроля кренов (БКК). Для повышения точности показаний крена и тангажа при эволюциях самолета предусмотрено отключение поперечной коррекции гироскопа при разворотах включателем коррекции ВК-53РШ при угловой скорости разворота $0,1—0,3^\circ/\text{с}$ и отключение продольной коррекции жидкостным отключателем акселерометра продольных ускорений при увеличении горизонтальной составляющей продольного ускорения до $1,67 \text{ м/с}^2$.

Основное питание авиагоризонта АГД-1С осуществляется от преобразователя ПТ-200Ц, на который подается постоянный ток 27 В от аккумуляторной шины. При отказах

преобразователя контролирующей его автомат переключения шин АПШ-3 переключает питание авиагоризонта по переменному току на основные шины, питающиеся от рабочего или резервного преобразователей ПТ-1000ЦС. При этом на щитке управления электроэнергией загорается желтая лампа «Резервное питание АГД».

Блок контроля кренов. ББК-18 обеспечивает контроль исправности авиагоризонтов путем сравнения показаний двух пилотажных приборов ПП-75 и указателя авиагоризонта АГД-1С по крену. При отказе одного из авиагоризонтов блок выдает сигнал на лампу указателя авиагоризонта АГД или выпадает флажок на отказавшем приборе ПП-75. При отказе двух авиагоризонтов блок выдает сигналы об отказе всех трех авиагоризонтов. Кроме того, блок обеспечивает сигнализацию предельных кренов при отказе авиагоризонта АГД-1С.

Принцип работы блока заключается в следующем: из трех входящих сигналов крена (из АГД-1С и двух ПП-75) формируется сигнал достоверного крена. Сигнал достоверного крена сравнивается с каждым из входящих сигналов крена. При расхождении сигналов достоверного и текущего кренов на $(7 \pm 2)^\circ$ загораются лампы на указателе горизонта АГД и в табло «Отказ АГД» или выпадает флажок на отказавшем приборе ПП-75.

Блок контроля кренов имеет устройство, обеспечивающее сигнализацию предельных кренов, и состоит из двух идентичных каналов с выходом каждого на одни и те же табло: «Крен лев. велик», «Крен прав. велик», флажки на приборах ПП-75 и лампочки на указателе авиагоризонта АГД и в табло «Отказ АГД».

Проверяется каждый канал отдельно при помощи переключателя «Тест БКК», расположенного на верхнем электрощитке пилотов. При нажатии переключателя в положения

«I» или «II» должна загореться зеленая лампа «Исправность БКК». Одновременно загораются табло «Крен лев. велик», «Крен прав. велик», лампы на указателе авиагоризонта АГД—1с и в табло «Отказ АГД», выпадают флажки на обоих приборах ПП-75. При нарушении питания блока в табло на приборных досках пилотов загораются желтые лампы «Нет контр. АГ».

Питание БКК постоянным током производится от сети 27 В через два АЗС «БКК», расположенные на левой дополнительной панели АЗС. Включается блок сдвоенным выключателем «Работа БКК» (под колпачком, расположенным на верхнем электрощитке пилотов). Питание блока переменным током 36 В осуществляется через предохранители СП-2А (1-й и 3-й фаз), размещенные в дополнительной РК 36 В.

Автомат углов атаки и перегрузок с сигнализацией. Автомат АУАСП-15КР обеспечивает нормальную работу в условиях: температуры внешней среды $-60 \div +50^\circ\text{C}$; местных углов атаки $-9 \div +45^\circ$ (рабочий диапазон $0 \div 25^\circ$); чисел $M\ 0,2 \div 0,9$; высотности до 15000 м; перегрузок $1g \div 3g$.

Предупреждающая сигнализация включается: по каналу α за $0,5^\circ$ до подхода стрелки $\alpha_{\text{тек}}$ (текущее значение к сектору $\alpha_{\text{кр}}$ (критическое значение); по каналу n_y за $0,2g$ до наступления критического режима.

Основные технические данные АУАСП-15КР

Погрешности показаний по шкале указателя при нормальных условиях, не более:

по каналу $\alpha_{\text{тек}}$, °	$\pm 0,5$
» » $\alpha_{\text{кр}}$, °	$\pm 0,5$
» » n_y, g	0,2

Погрешность включения сигнализации с учетом погрешностей показаний, не более:

по каналу α , °	$\pm 0,5$
» » n_y, g	$\pm 0,2$

Напряжение, В, и частота, Гц, тока:

постоянного	$27 \pm 10\%$
переменного	$115 \pm 5\%$ $400 \pm 5\%$

Потребляемая мощность, не более:

по постоянному току, Вт	15
» » » при включении встроенного контроля (без обогрева ДУА-9Р), Вт	35
по переменному току, В·А	30
Ток, потребляемый обогревателями ДУА-9Р ($27\text{ В} \pm 10\%$), А	6,9—8,6

При нахождении самолета на земле включение АУАСП-15КР блокируется концевым выключателем из системы управления поворота переднего колеса, установленным на шлиц-шарнире. Блокировка АУАСП-15КР выключается при снятии обжатия передней опоры.

Автомат АУАСП-15КР имеет две характеристики: взлетно-посадочную и полетную. Переключение характеристик осуществляется концевым выключателем МКВ-41, установленным на трансмиссии закрылков. Переключение характеристик с полетной на взлетно-посадочную происходит в начале выпуска закрылков.

Система сигнализации опасной скорости сближения с землей. ССОС предназначена для предупреждения пилотов об опасной скорости сближения с землей. Она выдает сигналы предупреждения: на сирену (звуковая сигнализация); на световое табло с трафаретом «Опасно — земля».

Сигнал предупреждения формируется при следующих опасных ситуациях: при переходе из набора высоты (имитирующего взлет) на снижение с вертикальной скоростью 1,6 м/с в интервале высот по данным радиовысотомера от 50 до 250 м; при снижении на высоте менее 600 м по данным радиовысотомера в зоне включения сигнализации опасной скорости сближения с землей.

Зона включения сигнализации опасной скорости сближения с землей при заходе на посадку с выпущенными шасси и закрылками находится в диапазоне высот: от 600 до 50 м по показаниям радиовысотомера при достижении вертикальной бароинерциальной скорости более 6,6 м/с, что соответствует прог-

раммному значению высоты полета 71,5 м; от 400 до 50 м по показаниям радиовысотомера при достижении значения вертикальной бароинерциальной скорости более 2,5 м/с, что соответствует программному значению высоты полета 16,66 м.

Кроме того, световая и звуковая сигнализации включаются на взлете при отрицательном значении барометрической вертикальной скорости, а также при заходе на посадку с барометрической вертикальной скоростью, большей 15 м/с, или при снижении самолета с убраным шасси на высоте, меньшей 250 м. С целью предотвращения выхода на критический угол атаки, при выводе самолета с опасной высоты полета, в системе ССОС используется сигнал критического угла атаки, который блокирует световую и звуковую сигнализации.

ССОС питается: постоянным током 27 В — с шины питания № 1 левой панели АЗС через автомат защиты сети АЗС-2; переменным током 36 В, 400 Гц с двух шин основной сети РК 36 В через два предохранителя СП-2; переменным током 115 В, 400 Гц с основной шины питания РК 115 В через предохранитель СП-2.

Время готовности к работе при включении электропитания не превышает 3 мин.

Курсовая система. КС-8 предназначена для определения и указания магнитного, истинного или ортодромического курса, угла разворота, выдачи сигналов курса потребителям, а также для индикации курсовых углов и пеленгов радиостанций. Курсовая система выдает электрические сигналы курса и сигналы изменения курса следующим потребителям: в систему БСУ-3П; в систему «Курс МП»; в систему ДИСС-013-134; в комбинированный пилотажный прибор КПП-МС.

Курсовая система нормально работает в условиях температур внешней среды от $+50^{\circ}$ до -60°C , высотности до 26 400 м и обеспечивает:

выдачу магнитного курса с погрешностью на указатель штурмана $\pm 1,5^{\circ}$;

индикацию курсовых углов радиостанций с погрешностью на указатель штурмана — стрелка «1» $\pm 1,5^{\circ}$, стрелка «2» $\pm 2,5^{\circ}$;

выдачу сигналов курса потребителям с погрешностью: с сельсинов гидроагрегата ГА-1М на указатель штурмана $\pm 1^{\circ}$; с потенциометра указателя штурмана $\pm 1,5^{\circ}$; с сельсинов указателя штурмана $\pm 0,5^{\circ}$.

Основные технические данные КС-8

Погрешность за каждую минуту разворота, $^{\circ}$, не более	0,15
Уход оси гидроагрегата ГА-1М при его работе в режиме гиropolукомпаса за 30 мин работы при нормальных условиях, $^{\circ}$	± 1
То же, на одном из четырех румбов, $^{\circ}$	± 2
Время готовности к работе, мин, не более	5
Напряжение, В, и частота, Гц, тока:	
трехфазного переменного	$36 \pm 5\%$ $400 \pm 2\%$
однофазного переменного (питания сельсиной)	$45 \pm 10\%$ $400 \pm 2\%$
постоянного	$27 \pm 10\%$

КС-8 питается от централизованной сети трехфазного переменного тока напряжением 36 В и постоянным током 27 В от аккумуляторной шины. Включение производится с помощью АЗС-5 «КС-Вкл.» и АЗС-20 «КС — Обогрев гидроагр.» на электрошите штурмана.

Навигационная автономная система. ДИСС-013-134 предназначена для: автоматического непрерывного измерения текущих значений путевой скорости и угла сноса самолета и индикации их на визуальном приборе; автоматического непрерывного счисления места нахождения самолета и выдачи координат места самолета в прямоугольной системе координат места самолета в прямоугольной системе координат на визуальный прибор; автоматического выдерживания самолета на заданной линии

пути при работе ДИСС-013-134 совместно с автопилотом АП-6ЕМ-ЗП. Указанные параметры, выдаваемые в виде показаний стрелочных индикаторов и цифрового счетчика, используются штурманом самолета для навигационного обеспечения полета независимо от условий оптической видимости при полете над безориентирной местностью по любому маршруту.

К блокам системы ДИСС-013-134 подведено высокое напряжение (до 500 В), опасное для жизни. Вследствие этого вынимать блоки из защитных кожухов и выполнять ремонтные работы на самолете, когда аппаратура находится под током, запрещается. Для выявления и устранения неисправности блоки должны сниматься с самолета и ремонтироваться на специальных стендах в лаборатории. При работе с системой ДИСС-013-134 на стенде должны быть приняты меры по экранированию излучения высокочастотной энергии. Помещение для проведения работ с ДИСС-013-134 должно быть таким, чтобы излучение высокочастотной энергии в смежных помещениях не превышало 0,1 мкВт/см². Для выполнения этого условия стены помещения могут быть оклеены поглощающими материалами марки ВКФ-1, ВКФ-2, ВКФ-3, ХВ-3 или экранированы металлической сеткой. При работе системы ДИСС-013-134 запрещается находиться под антенной.

Бортовая система управления заходом на посадку. БСУ-ЗП предназначена для: автоматического и полуавтоматического управления самолетом при заходе на посадку до высоты 60 м по сигналам радиотехнических систем СП-50 и ILS при метеоминимуме 60×800 м (I категория ИКАО); автоматического управления самолетом по сигналам маяков радиотехнической системы VOR; стабилизации самолета и управления им при полете с автопилотом на всех эксплуатационных режимах полета с высоты 200 м.

БСУ-ЗП обеспечивает: стабилизацию самолета вокруг центра тяжести относительно трех осей; стабилизацию заданной барометрической высоты; выполнение координированных разворотов, набора высоты и снижения с помощью рукояток пульта управления; автоматическое управление самолетом по сигналам маяков радиотехнической системы ближней навигации VOR; автоматическое и полуавтоматическое управление самолетом при заходе на посадку по сигналам радиотехнических систем СП-50 и ILS с момента начала четвертого разворота до высоты 60 м; наглядную совмещенную индикацию основных параметров положения самолета в пространстве и команд на управление самолета (крена, тангажа, отклонения от заданной линии пути, курса, заданного курса, отклонения от заданного курса скольжения, отклонения от глиссады планирования, команды по крену, команды по тангажу); автоматический перевод системы при отказах РТС с режима полета по траектории, задаваемой радиотехническими системами СП-50, ILS и VOR, на другой режим (в боковом канале — на режим стабилизации курса, имеющегося в момент отказа, в продольном канале — на стабилизацию барометрической высоты в случае отказа РТС или системы «Путь 4МПА» до момента пролета высоты ~150 м или на режим продления глиссады в случае отказа РТС или системы «Путь 4МПА» после пролета высоты 150 м); автоматическое триммирование и индикацию усилий в тягах управления РВ при полете с автопилотом; автоматический контроль за работой системы на всех режимах полета и своевременное отключение неисправного канала автопилота с выдачей пилоту световой и звуковой сигнализаций; возможность проверки исправности блоков контроля БК-4 и БК-6 с помощью кнопки «Контроль БСУ».

БСУ-ЗП состоит из: автопилота АП-6ЕМ-ЗП; пилотажно-навигаци-

онной системы «Путь 4МПА» автомата триммирования АТ-2 в канале РВ. Каждая составная часть системы имеет элементы контроля и сигнализации — систему безопасности. Система обеспечивает нормальную работу при следующих условиях: высоте полета до 15 000 м; приборной скорости полета от 240 км/ч до 600 км/ч; температуре окружающего воздуха от +50°С до —60°С;

Основные технические данные БСУ-3П

Напряжение, В, и частота, Гц, тока:	
постоянного	$27 \pm 10\%$
переменного	$36 \pm 1,8;$ 400
Потребляемая мощность тока, не более:	
постоянного, Вт	450
переменного, В·А	500
Точность стабилизации самолета автопилотом:	
по курсу, °	$\pm 0,5$
» крену, °	± 1
» тангажу, °	$0 \pm 0,5$
» высоте, м	$\pm 2,5$
Точность вывода самолета на траекторию посадки, задаваемую системами СП-50, ILS в районе ближней приводной радиостанции относительно равносигнальных зон курса и глиссады, м:	
по курсу	± 30
» глиссаде	$\pm 7,5$
Точность стабилизации заданной траектории по сигналам радиомаяков ближней навигации VOR при действии бокового ветра, соответствующего углу сноса до 25°, на удалении 25—280 км от маяка, км	
	± 3

Для сигнализации отказов в работе системы БСУ-3П на приборных досках обоих пилотов установлены световые табло, на которых сигнализируются неисправности: «АП продол.»; «АП боков.»; «Путь продол.»; «Путь боков.»; «КРП — ГРП». При отказе одного из каналов автопилота АП-6ЕМ-3П и отказе питания автопилота по постоянному и переменному току имеется звуковая сигнализация — сирена.

На самолетах Ту-134А последних модификаций введены в отличие от серийного самолета следующие из-

менения. Взамен аппаратуры БСУ-3П установлена АБСУ-134, обеспечивающая автоматический и директорные заходы на посадку и уход на второй круг по требованиям II категории ИКАО (30×400 м). В целях повышения безопасности полетов введена система контроля авиагоризонтов, обеспечивающая сигнализацию экипажу об отказавшем авиагоризонте. Для повышения надежности работы авиагоризонтов введено раздельное, от собственных источников, питание каждого авиагоризонта переменным током. Введена новая компоновка приборных досок пилотов. Доработана принципиальная схема питания барометрических приборов. Установлен и задействован исполнительный механизм автомата тяги ИМАТ-1-12-2.

Автоматическая бортовая система управления. АБСУ-134 предназначена для решения следующих задач: автоматического и директорного режимов управления самолетом при заходе на посадку по сигналам радиотехнических систем II категории ИКАО до высоты 30 м (по курсу — с начала четвертого разворота, по продольному каналу — с момента входа в глиссаду); автоматической стабилизации углового положения самолета в пространстве и заданной барометрической высоты полета, а также управления самолетом с автопилотом во всем диапазоне эксплуатационных высот и скоростей, начиная с высоты 200 м; автоматического управления заданным курсом самолета при ручной выставке задатчика курса (ЗК) кремальерой НКП-4 (командиром корабля или вторым пилотом); автоматического управления самолетом в боковой плоскости или маршрутном полете по маякам VOR; автоматической стабилизации заданной линии пути по сигналам доплеровского измерителя ДИСС-013; автоматического ухода на второй круг с высоты не ниже 30 м; автоматического выполнения предпосадочного маневра (четвертого разворота по

команде пилота, захвата глиссады); автоматической стабилизации и управления приборной скоростью полета с помощью автомата тяги в режиме захода на посадку; автоматического триммирования и индикации усилий в системе управления РВ при полете с включенным продольным каналом автопилота; индикации основных пилотажно-навигационных параметров и предупредительно-командной сигнализации (визуальной, световой и звуковой); автоматического предполетного и полетного контроля с указанием отказавшего режима, подканала, а также автоматического переключения на резервный режим работы.

Система АБСУ-134 позволяет осуществлять комбинированное управление самолетом при заходе на посадку: по курсу — автоматически, по глиссаде — в директорном режиме; по курсу — в директорном режиме, по глиссаде — автоматически. Возможно также сочетание автоматического управления по одному каналу с пилотированием по планке положения по другому каналу.

Основные технические данные АБСУ-134

Напряжение, В, и частота, Гц, тока:

постоянного	$27 \pm \frac{2,4}{3,0}$
переменного	$36 \pm \frac{1,8}{3,6}$
	400 ± 20

Точность стабилизации самолета автопилотом в горизонтальном полете:

по курсу и тангажу, °	$\pm 0,5$
» крену, °	$\pm 0,5$
» высоте на маршруте	± 20
» » » предпосадочном маневре в установившемся режиме ($V = \pm 0,5$ м/с)	± 10
по приборной скорости полета, (при $V_{пр} = 180 \div 400$ км/ч), км/ч	± 10
то же (при $V_{пр} > 400$ км/ч), км/ч	± 15

Координированный разворот:

крен самолета при отклонении рукоятки «Разворот»:	
до 1-го упора, °	15 ± 3
» 2-го »	$22,5 \pm 5$
отклонение шарика указателя скольжения	0,5 диаметра
вертикальная скорость, м/с	± 1

Точность выхода самолета на высоту $H=30$ м в режиме захода на посадку, мКА:

по курсу	20
» глиссаде	40

Точность стабилизации самолета при автоматическом полете по маяку VOR на дальностях 30—160 км относительно линии заданного пути (ЛЗП), км

± 5

Точность выхода самолета на ППМ по боковому уклонению по сигналам ДИСС-013, % от пройденного пути

3

Система АБСУ-134 состоит из следующих составных частей: системы траекторного управления СТУ-134; автопилота АП-134; механизма отстрела рулевых машин; автомата тяги АТ-5; аппаратуры ухода на второй круг ВУ-1.

Система траекторного управления. СТУ-134 обеспечивает: управление самолетом по командным стрелам пилотажных приборов ПП-75 при заходе на посадку с момента четвертого разворота; выдачу командных сигналов в автопилот АП-134 в режиме автоматического захода на посадку; в режиме автоматического полета по маякам VOR и режиме ЗК; индикацию основных параметров положения самолета.

Система СТУ-134 представляет собой комплекс взаимосвязанных агрегатов, необходимых для формирования сигналов управления самолетом и выдачи их пилоту в виде отклонения командных стрелок пилотажных приборов ПП-75. Приборы ПП-75 и НКП-4 в полете используются как индикаторы соответствующих параметров положения самолета. Пилотирование в директорном режиме захода на посадку осуществляется по командным стрелкам приборов ПП-75. Командные стрелки дают команду на создание определенных крена и тангажа для вывода самолета на заданную курсовым и глиссадным радиомаяками траекторию полета. При выдерживании командных стрелок в пределах центрального кружка прибора ПП-75 самолет выходит на заданную тра-

екторию либо удерживается на ней. При заходе на посадку по командным стрелкам система СТУ-134 учитывает угол сноса до 16° , что обеспечивает полет самолета по заданной траектории с выбранным углом упреждения.

При автоматическом управлении самолетом при заходе на посадку и при полете по маякам VOR командные сигналы, вырабатываемые в системе СТУ-134, выдаются в автопилот. В случае автоматического ухода на второй круг командные сигналы формируются в вычислителе ухода ВУ-1 и выдаются пилоту в виде отклонения горизонтальных командных стрелок приборов ПП-75 для контроля за работой автопилота.

Автопилот. АП-134 обеспечивает стабилизацию угловых положений самолета вокруг центра тяжести на всех эксплуатационных режимах полета самолета, начиная с высоты 200 м, в том числе при разгоне и торможении; стабилизацию центра тяжести самолета относительно заданной траектории, используя сигналы корректора высоты, команд системы траекторного управления СТУ-134 и доплеровской системы навигации.

В маршрутном полете автопилот АП-134, используя сигналы гироскопов, корректора высоты, курсовой системы и датчика угловых скоростей по крену, курсу и тангажу, стабилизирует крен, курс, тангаж самолета и барометрическую высоту полета.

При управлении рукоятками «Разворот» или «Спуск — подъем» пульта управления пилот может ввести самолет в крен до $(22,5 \pm 5)^\circ$ или изменить угол тангажа до $(12 \pm 3)^\circ$, т. е. может выполнять маневрирование в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

В процессе построения предпосадочного маневра при выпуске шасси и закрылков в режиме стабилизации высоты автопилот стабилизирует исходную высоту полета. Выпуск закрылков и довыпуск их с включенным автопилотом сопро-

вождается некоторым уменьшением скорости и кратковременным увеличением высоты до 20 м. В автоматическом режиме захода на посадку управление самолетом в боковом и продольном движении осуществляется автопилотом по сигналам управления, выдаваемым системой траекторного управления и датчиками автопилота. В автоматическом полете по маршруту по маякам VOR управление самолетом в боковом его движении производится автопилотом по сигналам управления, выдаваемым системой траекторного управления и датчиками автопилота. В автоматическом режиме ухода на второй круг самолетом в продольном движении управляет автопилот по сигналам вычислителя ухода. В автоматическом режиме полета в продольном канале автопилот с помощью блока управления триммирования автоматически снимает усилия в системе управления рулем высоты. Автоматическое триммирование происходит в процессе всего полета по автопилоту и включается одновременно с включением продольного канала автопилота. Отключение автоматического триммирования происходит одновременно с отключением продольного канала автопилота.

При включенном автопилоте предусмотрены следующие меры обеспечения безопасности полета:

отключение автопилота пилотом — кнопками быстрого отключения, расположенными на штурвалах обоих пилотов; выключателями «Подг.», «АП» или «Бок.», «Прод.» на пульте управления автопилота; пересиливанием рулевых машин, при этом автопилот отключается через 0,6 с системой встроенного контроля (усилия по РВ 30—45 кг, по элеронам 15—30 кг; по РН 50—80 кг); принудительно, с помощью пиропатрона, отключением рулевых машин автопилота от системы управления; отключением механизма триммирования УТ-15 выключателем (под колпачком) «Отключение триммера РВ»;

ограничение отклонения рулей — фиксированными концевыми выключателями рулевых машин; ограничением тяговых усилий рулевых машин; проверка пилотом исправности встроенного контроля подсистем АБСУ от кнопки «Тест — СВК»;

выдача предупредительной сигнализации «Предел курса» и «Предел глиссады» на высотах $H \leq 100$ м; автоматическое отклонение продольного канала автопилота по сигналам предельных скоростей и числа M ;

автоматический контроль работы и отключение автопилота системой СВК.

Механизм отстрела рулевых машин. Механизм служит для аварийного отсоединения рулевых машин от основной проводки управления (например, в случае невыключения рулевой машины при нормальном выключении автопилота). Механизм одинаков для всех трех каналов: элеронов, РВ и РН.

Для аварийного отключения рулевой машины автопилота правый и левый пилот переводит выключатель ЗВГ-15, установленный на верхнем электрощитке, в положение «Отстрел РМАП». При этом срабатывают механизмы отстрела рулевых машин во всех трех каналах.

Автомат тяги. АТ-5 обеспечивает стабилизацию и управление скоростью полета самолета при заходе на посадку. Автомат тяги выводит самолет на заданную пилотом скорость полета и поддерживает эту скорость постоянной, воздействуя на рычаги управления двигателей самолета.

Заданная скорость полета устанавливается нажатием на переключатель (скорость больше — меньше), а на приборах УС-И дистанционно передвигаются индексы заданной скорости до выбранного значения скорости. Автомат тяги отключается концевыми выключателями секторов газа приложением к ним небольшого усилия, когда пилот управляет двигателями вручную, и выключением

выключателя «Подготовка к посадке» на пульте ПУ-37.

На самолете в системе управления двигателями установлен и задействован исполнительный механизм автомата тяги ИМАТ-1-12-2. Включение автомата тяги осуществляется с пульта, установленного на средней приборной доске пилотов.

Аппаратура ухода на второй круг. ВУ-1 обеспечивает автоматический уход на второй круг при полете по глиссаде с высоты не ниже 30 м. В автоматическом режиме вычислитель ухода использует сигналы датчиков приборной скорости и гироскопов вертикалей. В аппаратуре ухода на второй круг имеется встроенный контроль. Автоматический режим ухода может быть включен при включенном выключателе «Подготовка посадки» после «захвата» глиссады и наличии исправности аппаратуры ухода и «АП Прод.» Режим «Уход» включается автоматически при переведении рычагов управления двигателями во взлетный режим с одновременным отключением автомата тяги при нажатии на концевые выключатели секторов газа.

Система встроенного контроля. Для обеспечения контроля работоспособности АБСУ-134 в нее в качестве составной части входит система встроенного контроля (СВК). СВК осуществляет контроль всех подсистем АБСУ-134: автопилота АП-134, системы траекторного управления СТУ-134, аппаратуры режима «Уход» и автомата тяги АТ-5.

Система встроенного контроля решает следующие задачи: осуществляет постоянный контроль работоспособности устройств и подсистем, находящихся во включенном состоянии, и выдает информацию о полной исправности АБСУ; запоминает возникшие отказы; обрабатывает информацию о работоспособности отдельных устройств АБСУ и ее датчиков в соответствии с заданным алгоритмом и выдает сигналы интегральной исправности каждого

из режимов работы АБСУ; выдает команду в блок управления и коммутации на отключение отказавшего включенного режима или на переключение на исправный режим; формирует команды при отказах режимов работы АБСУ на соответствующие табло сигнализации; осуществляет контроль включенного автоматического режима; при нажатии кнопки «Тест — СВК» осуществляет самоконтроль всей СВК включенного режима.

Самописцы. Трехкомпонентный самописец КЗ-63 предназначен для регистрации в течение всего полета барометрической высоты, индикаторной скорости и вертикальной составляющей перегрузок.

Основные технические данные КЗ-63

Диапазон регистрируемых величин:

	1-й вариант	2-й вариант	3-й вариант
высота, км	0—15	0—20	0—25
скорость, км/ч	150—700	200—1100	300—1500
перегрузка,	$-1,5 \div$ $\div +3,5$	$-1 \div$ $\div +3,5$	$-2 \div$ $\div +9$
Запас пленки, м			10
Ширина «дорожек» записи на пленке, мм:			
высоты и скорости			7
перегрузки			10
Погрешность регистрации, %:			
высоты и скорости			4
перегрузки			3
Температурный диапазон работы прибора, °С			+60 ÷ —50
Напряжение питания постоянным током, В			27 ± 10%
Потребляемый ток, А, не более			5
Масса, кг			5
Габаритные размеры			150 × × 175 × × 300

Статические камеры прибора должны быть герметизированы. Допускается утечка 5 мм рт. ст. за 3 мин при вакууме в 450 мм рт. ст. и дополнительном объеме в 2 л.

Самописец МСРП-12-96, установленный на отдельных самолетах, представляет собой модернизированную систему, в которой скорость протяжки магнитной ленты уменьшена с 250 мм/с до 96 мм/с и за

счет этого продолжительность сохраняемой информации увеличена с 30 мин до 1 ч 15 мин. Кроме этого, повышена надежность лентопротяжного механизма (улучшена система смазки механизма кассет, устраняющая возможность его затирания, внедрена надежная конструкция сигнализатора работы лентопротяжного механизма на магнитоуправляемых контактах КЭМ2В), введено устройство для автоматического выключения протяжки ленты в случае ее обрыва.

Кроме двенадцати аналогичных параметров, самописец регистрирует по тем же измерительным каналам разовые команды:

сигналы «Скорость велика», «α критич.» (с ламп сигнализации) по нижнему уровню калибровочного напряжения и «Пролет маркера» (со звонка) по верхнему уровню калибровочного напряжения;

выпуск интерцепторов (с концевых выключателей сигнализации выпущенного положения) и сигнал ССОС (с блоков ВВС и ВЛ) по нижнему уровню и обогрев крыла и киля (с ламп сигнализации) по верхнему уровню;

неисправность левого двигателя (с ламп сигнализации) по нижнему уровню и уборка закрылков (с контактора уборки закрылков) по верхнему уровню;

сигнал пожара СУ (с ламп сигнализации) по нижнему уровню и отклонение стабилизатора вниз (с клеммы реле управления стабилизатором) по верхнему уровню;

неисправность правого двигателя (с ламп сигнализации), реверс включен (с замков включения реверса левого и правого двигателей), отказ питания от СНП-1 левого (с клеммы разъема блока СНП-1) по верхнему уровню;

включение рулевой машинки автопилота по боковому каналу (с разъема ПА-4) по нижнему уровню и выход на внешнюю связь (с кнопок включения «Радио» на штурвалах пилотов) по верхнему уровню;

№ п/п	Аналоговый параметр	Пределы регистрации	Датчики
1	Барометрическая высота полета	0—13000 м	ДВ6П-13
2	Индикаторная скорость полета	80—800 км/ч	ДАС
3	Вертикальная перегрузка	$-2 \div +5g$	МП=95± $\frac{5}{2}$
4	Положение РВ	22° вверх — —16° вниз	МУ-615А
5	Положение левого элерона	±19°	МУ-615А
6	Угол крена от ПП-75 левого	±90°	ПП-75 первого пилота
7	Угол курса	0—360°	УШ КС-8
8	Положение РН	±25°	МУ-615А
9	Угол крена от АГД	±60°	458МКС
10	Положение РУД левого двигателя	Стоп-максимум	ДТЭ
11	Положение РУД правого двигателя	Стоп-максимум	ДТЭ
12	Положение рычага управления правым дви- гателем	Реверс-максимум	МУ-615А

отказ левого авиагоризонта (от БКК) по нижнему и верхнему уровням (для гарантии прохождения сигнала отказа АГ при значениях угла курса 0 или 360°);

включение рулевой машинки автопилота по продольному каналу (с разъема ПА-4), по нижнему уровню и выпуск закрылков.

Двенадцать измерительных каналов служат для записи двенадцати аналогичных параметров (табл. 26) (с контактора выпуска закрылков) по верхнему уровню;

положение рычага управления левым двигателем «Малый газ» (с концевого выключателя) по нижнему уровню и «Нет контроля АГ» (с СНП-1 БКК-18) по верхнему уровню;

отказ правого авиагоризонта (от БКК) по нижнему уровню и отказ питания от СНП-1 правого (с клеммы разъема СНП-1) по верхнему уровню;

основные опоры выпущены (с лампы сигнализации) по нижнему уровню и отказ АГД (с БКК-18) по верхнему уровню;

«Крен велик» (с БКК-18) по нижнему уровню и отклонение стабилизатора вверх (с клеммы реле управления стабилизатором) по верхнему уровню.

Самописец рассчитан для работы в условиях: температуры внешней

среды $-60 \div +60^{\circ}\text{C}$; относительной влажности 95—98% (при 20°C); вибрации с частотой 20—200 Гц при перегрузке 4g; атмосферного давления до 41 мм рт. ст. Допустимое время работы без перегрева — 16 ч. При температуре внутри шарового контейнера лентопротяжного механизма $-60 \div -30^{\circ}\text{C}$ необходим предварительный прогрев в течение 1,5 ч. Частота опроса параметров — 30 раз в секунду для самописца МСРП-12 и 12 раз для МСРП-12-96.

Питание самописца осуществляется постоянным 27 В и переменным трехфазным током 36 В, 400 Гц. Питание постоянным током самописец получает от сети 27 В из ЦРП через предохранитель ИП-10. Цель включения защищена автоматом защиты сети, который установлен на левой панели АЗС. Если этот АЗС не был включен, то самописец автоматически включается после включения любого из четырех генераторов постоянного тока. В аварийном режиме питание постоянным током самописец получает от аккумуляторной шины через предохранитель ИП-10, установленный в ЦРП. Для работы датчиков используются постоянное напряжение 6 В от блока питания БП-7. Блок питания преобразует напряжение бортовой сети 27 В в напряжение 6 В.

Питание переменным трехфазным током 36 В, 400 Гц производится: блока БР-40 — через три предохранителя и реле дополнительной РК 36 В от основных шин; распределителя сигналов авиагоризонта РСАГ=1186А — через три предохранителя в РК 36 В от источников, питающих авиагоризонт АГД-1С.

Лентопротяжный механизм включается автоматически сигнализатором скорости ССА-07-2,2 И при достижении самолетом скорости 70 км/ч или концевым выключателем левой стойки основной опоры при отрыве самолета от земли. Одновременно происходит включение магнитофона МС-61Б.

Цепи выдачи разовых команд защищены предохранителями, установленными в распределительных устройствах (РК, щитки) регистрируемых величин.

4.5. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ ШАССИ И ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Электрооборудование шасси и гидравлической системы состоит из ряда электрических, гидравлических и механических агрегатов, которые осуществляют уборку и выпуск шасси с открытием и закрытием створок, поворот передней опоры, торможение колес.

На стойках шасси установлены концевые выключатели типа АМ-800К, которые осуществляют сигнализацию и всевозможные блокировки различных самолетных систем и агрегатов.

Концевые выключатели передней опоры. Назначение АМ-800К в зависимости от места их установки следующее.

АМ-800К, расположенный на механизме распора, включает зеленую лампу сигнализации выпущенного положения передней опоры; включает красную лампу сигнализации промежуточного положения опоры и задних створок в начале уборки опоры; отключает цепь питания системы поворота колес при уборке

шасси; подготавливает цепь звуковой сигнализации при посадке с невыпущенным шасси; при уборке шасси размыкает цепь звуковой сигнализации невзлетного положения закрылков; при заходе на посадку подготавливает цепь питания ламп сигнализации отказов РТС (ГРП и КРП).

АМ-800К, расположенный на замке подвески (правый), в конце уборки опоры размыкает, а в начале выпуска замыкает цепь красной лампы промежуточного положения опоры.

АМ-800К, расположенный на редукторе механизма створок параллельно с концевым выключателем на замке подвески, размыкает в конце уборки опоры и замыкает в начале выпуска цепь красной лампы промежуточного положения опоры и задних створок.

АМ-800К, расположенный на шлиц-шарнире, отключает цепь управления поворотом колес после взлета и отключает АУАСП после посадки.

АМ-800К, расположенный на замке подвески (левый), отключает наземные розетки СПУ после взлета и уборки передней опоры.

Концевые выключатели основных опор. Назначение АМ-800К в зависимости от места их установки следующее.

Расположенные на левой основной стойке:

АМ-800К на подкосе-подъемнике уборки и выпуска стойки включает зеленую лампу сигнализации выпущенного положения стойки; включает красную лампу сигнализации промежуточного положения стойки и задних створок в начале уборки стойки; подготавливает цепь звуковой сигнализации при посадке с невыпущенным шасси; при уборке шасси размыкает цепь звуковой сигнализации невзлетного положения закрылков; подает сигнал выпущенного положения стойки для записи на самописец МСРП; выключает вентилятор обдува антенно-

го блока ДИСС-013-134 в полете (при уборке шасси);

АМ-800К на замке подвески в конце уборки стойки размыкает, а в начале выпуска замыкает цепь красной лампочки промежуточного положения стойки;

АМ-800К на цилиндре механизма задних створок параллельно с концевым выключателем на замке подвески размыкает в конце уборки шасси и замыкает в начале выпуска цепь красной лампочки промежуточного положения стойки и задних створок;

АМ-800К на цилиндре амортизационной стойки на земле при обжатой стойке «Прав.» включает шунтирующие сопротивления обогрева стекол; выключает противообледенитель стабилизатора, обогрев датчика РИО-3, самописец КЗ-63; выключает преобразователь ПО-500 на земле; включает реле блокировки выпуска интерцепторов; блокирует включение полетного загрузателя РН на земле; отключает систему обогрева отсека ВСУ; при работающей ВСУ после отрыва самолета от ВПП выдает сигнал на закрытие верхних створок отсека ВСУ; в воздухе отключает систему защиты турбины (СЗТ); «Лев.» выключает лентопротяжный механизм МСРП-12-96 и магнитофон МС-61Б;

АМ-800К на подкосе-подъемнике уборки и выпуска стойки включает противопожарную систему при посадке самолета с убранными шасси.

Расположенные на правой основной стойке:

АМ-800К на подкосе-подъемнике уборки и выпуска стойки включает зеленую лампочку сигнализации выпущенного положения стойки; включает красную лампочку сигнализации промежуточного положения стойки и задних створок в начале уборки стойки; подготавливает цепь звуковой сигнализации при посадке с невыпущенным шасси; при уборке шасси размыкает цепь звуковой сигнализации невзлетного положения закрылков; подает сигнал выпущенного положения стойки для

записи на самописец МСРП; выключает вентилятор обдува антенного блока ДИСС-013-134 в полете (при уборке шасси);

АМ-800К на замке подвески в конце уборки стойки размыкает, а в начале выпуска замыкает цепь красной лампочки промежуточного положения стойки;

АМ-800К на цилиндре механизма задних створок параллельно с концевым выключателем на замке подвески размыкает в конце уборки шасси и замыкает в начале выпуска цепь красной лампочки промежуточного положения стойки и задних створок;

АМ-800К на цилиндре амортизационной стойки на земле при обжатой амортизационной стойке «Прав.» включает шунтирующие сопротивления обогрева стекол; выключает противообледенитель стабилизатора, обогрев датчика РИО-3, самописец КЗ-63; выключает преобразователь ПО-500 на земле; включает реле блокировки выпуска интерцепторов; блокирует включение полетного загрузателя РН на земле; отключает систему обогрева отсека ВСУ; при работающей ВСУ после отрыва самолета от ВПП выдает сигнал на закрытие верхних створок отсека ВСУ; «Лев.» блокирует уборку шасси на земле;

АМ-800К на подкосе-подъемнике уборки и выпуска стойки — включает противопожарную систему при посадке самолета с убранными шасси.

Система управления поворотом колес. Система построена на электрогидравлическом приводе и имеет четыре режима работы:

руление самолета производится при убранном положении закрылков и нажатом (включенном) выключателе ВГ-15К, расположенном на верхнем электрощитке пилотов. В этом случае обмотка распределительного клапана больших углов электромагнитного крана находится под током. На этом режиме при полном ходе педалей (от упора до упора) передние колеса отклоняются на угол

55° в обе стороны от нейтрального положения;

разбег и пробег самолета производится при выпущенном положении закрылков. В момент выпуска закрылков концевой выключатель, установленный в механизме МКВ-41, обеспечивает обмотку больших углов и включает обмотку малых углов электромагнитного крана. На этом режиме при полном ходе педалей передние колеса отклоняются на угол 8°30' в обе стороны от нейтрального положения;

экстренное руление самолета при выпущенном положении закрылков производится при обязательном нажатии выключателя ВНГ-15К на всем пути экстренного поворота. На этом режиме при полном ходе педалей РН передние колеса отклоняются на угол 55° в обе стороны от нейтрального положения. Нажимной выключатель ВНГ-15К можно освободить только после установки педалей в положение, близкое к нейтральному, так как в случае перехода с режима больших углов на режим малых углов при колесах, развернутых более чем на 24°, колеса в режиме малых углов неуправляемы;

свободное ориентирование колес устанавливается автоматически с момента отрыва самолета от земли после взлета в результате размыкания электроцепи крана концевым выключателем АМ-800К, установленным на амортизационной стойке передней опоры.

Если выключатель ВГ-15К, расположенный на электрощитке первого пилота выключен, то система находится в состоянии свободного ориентирования. При буксировке самолета выключатель ВГ-15К должен быть выключен. Цепь управления краном ГА-163А/16 защищена автоматом АЗС-5, расположенным на левой панели АЗС.

Переключение системы управления поворотом колес на каждый режим происходит следующим образом. При посадке самолета система на

режим пробега включается автоматически, посредством замыкания электроцепи через блокировочный концевой выключатель, действующий при обжатии амортизатора передней опоры. В момент замыкания электрической цепи одновременно происходит процесс согласования положения колес передней опоры с положением РН и включение гидропривода в действие.

Гидропривод совмещает среднее положение колес со средним положением руля или производит отклонение колес в соответствии с отклонением руля. В этом режиме управляемость самолета определяется эффективностью как руля, так и колес передней опоры. По мере уменьшения скорости пробега эффективность руля падает, а эффективность колес возрастает, т. е. суммарная эффективность управления в процессе всего пробега сохраняется постоянной. Это имеет большое значение при пробеге самолета с боковым ветром.

В конце пробега самолета, в процессе уборки закрылков происходит включение второго блокировочного концевого выключателя в механизме МКВ-41, который подготавливает цепь включения крана выключателем ВНГ-15К. Убрав полностью закрылки, пилот нажатием выключателя ВНГ-15К на верхнем электрощитке осуществляет переход на режим руления.

При необходимости экстренного перехода на режим руления при выпущенных закрылках, необходимо нажать выключатель ВНГ-15К и удерживать его в нажатом состоянии до окончания руления. На рулении управляемость самолета определяется только поворотом колес передней опоры.

Перед взлетом самолета переход системы управления на режим разбега происходит автоматически при выпуске закрылков во взлетное положение, т. е. не требует отвлечения внимания пилотов на выполнение этой операции.

После отрыва передней опоры в результате срабатывания блокировочного концевого выключателя на амортизационной стойке передней опоры система автоматически обесточивается, колеса передней опоры устанавливаются самостоятельно в нейтральное положение и остаются в этом положении на все время, включая уборку и выпуск шасси в полете.

В процессе посадки самолета все операции выполняются автоматически, но соответственно в обратной последовательности.

При неисправности гидроагрегатов управления поворотом колес передней опоры и падении давления в гидросистеме система управления автоматически переходит в режим самоориентирования передних колес, и направление самолета выдерживается посредством раздельного торможения колес основных опор.

Электроуправление гидросистемой. Давление в тормозной гидросистеме создается гидронасосом 465Д с электродвигателем МП-6000.

Основные технические данные МП-6000

Тип	компаунд- ный
Напряжение, В	$27 \pm 10\%$
Сила тока, А, не более	250
Мощность, Вт	6000
Номинальная частота вращения, об/мин	8000

Управление гидронасосом 465Д автоматизировано и осуществляется переключателем давления ПДМ-210, который поддерживает давление в тормозной гидросистеме в пределах $170-210 \text{ кгс/см}^2$. Кроме того, он сигнализирует о падении давления ниже 140 кгс/см^2 лампой СЛП-61, установленной на верхнем приборном щитке пилотов и отключает электродвигатель гидронасоса при падении давления в системе ниже 40 кгс/см^2 . В случае необходимости гидронасос может быть включен вручную нажимным выключателем ВНГ-15К «Гидронасос подкачка», установленным на верхнем электрощитке пилотов.

Работа переключателя давления ПДМ-210 основана на применении трубки Бурдона, свободный конец которой, перемещаясь при изменении давления, воздействует на контактные пары в цепи управления двигателем и сигнализации.

Чтобы ввести в действие автоматику управления гидронасосом, необходимо создать в тормозной системе давление $\geq 40 \text{ кгс/см}^2$. Это достигается кратковременным включением электродвигателя насоса выключателем ВНГ-15К. При достижении в системе давления 40 кгс/см^2 замыкаются контакты переключателя ПДМ-210, соответствующие этому давлению, и выдают напряжение 27 В через размыкающие контакты реле РСМ-1 на промежуточное реле ТКЕ-21ПД (ТКЕ-21ПОДГ), которое включает контактор ТКС-301ДТ.

Электродвигатель гидронасоса начинает работу с пусковым сопротивлением СП/МП 6000 А в цепи серийной обмотки. После раскрутки и срабатывания контактора ТКС-601ДТ пусковое сопротивление шунтируется его контактами. Когда давление в системе достигает 140 кгс/см^2 , размыкаются контакты ПДМ-210, соответствующие этому давлению. Сигнальная лампа недостаточного давления гаснет. При достижении давления 170 кгс/см^2 срабатывают соответствующие контакты ПДМ-210, подготавливающие цепь самоблокировки реле РСМ-1. Гидронасос продолжает свою работу. Когда давление в системе достигнет 210 кгс/см^2 , замыкается последняя пара контактов переключателя ПДМ-210 и включается реле РСМ-1, в результате чего обесточатся реле, контактор и, следовательно, электродвигатель гидронасоса.

При последующем падении давления в системе вследствие расхода гидросмеси размыкаются контакты, соответствующие давлению 210 кгс/см^2 , которые разрывают минусовую цепь реле РСМ-1. Это размыкание контактов не вызывает никаких изменений в цепях управления, так как реле

РСМ-1 остается включенным через блокировочную цепочку (контакты, соответствующие давлению 170 кгс/см^2 , и замкнутые контакты реле РСМ-1). Гидронасос остается выключенным до давления 170 кгс/см^2 , когда разрывается минусовая (блокировочная) цепь РСМ-1 и через замыкающие контакты РСМ-1 включаются реле и контактор. Электродвигатель гидронасоса начнет работать, повторяя вышеописанный цикл.

Для уменьшения импульсов обратной полярности обмотки контакторов ТКС-601ДТ зашунтированы разрядной цепочкой, состоящей из диода и резистора. Для уменьшения пульсации давления и защиты переключателя давления ПДМ-210 от гидравлических ударов в прибор введен демпфер. ПДМ-210 снабжен электрообогревом. При снижении давления ниже 40 кгс/см^2 реле ТКЕ-21ПД (ТКЕ-21ПОДГ) обесточится, и двигатель гидронасоса прекратит работу.

Силовая цепь электродвигателя защищена предохранителем ТП-400, установленным в РК шпангоута № 15. Контакторы ТКС-601ДТ и реле ТКЕ-21ПД (ТКЕ-21ПОДГ) установлены в РК гидронасоса в люке передней опоры шпангоута № 15. Цепи управления и сигнализации гидросистем защищены двумя автоматами защиты АЗС-2, установленными на левой панели АЗС.

Электромагнитный гидравлический кран ГА-184У/7 зарядки аварийного гидроаккумулятора включается кнопкой 5К, установленной на верхнем электрощитке пилотов. Падение давления в аварийном гидроаккумуляторе ниже 190 кгс/см^2 сигнализируется лампой СЛМ-61, установленной на верхнем приборном щитке пилотов, над указателем манометра с трафаретом «Аварийные тормоза».

Датчик сигнализации ЭС-200 и кран ГА-184У/7 установлены на панели тормозной системы в нише передней опоры.

Лампа СЛМ-61, установленная также на верхнем щитке над указателем манометра, с трафаретом «Основная» сигнализирует о падении давления в основной гидросистеме ниже 100 кгс/см^2 при срабатывании датчика давления МСТ-100.

В качестве привода автономной насосной станции НС-45 используется электродвигатель МП-1500 А.

Основные технические данные МП-1500А

Тип	компаунд- ный
Напряжение, В	$27 \pm 10\%$
Потребляемая мощность, Вт	1500
Момент на валу, кг·см	19
Частота вращения, об/мин	7400
Режим работы	продол- житель- ный

Управление электродвигателем насосной станции НС-45 осуществляется переключателем 2ППНГ-15К, установленным на верхнем электрощитке пилотов. Если переключатель установлен в положение «Автомат», включение насосной станции произойдет при понижении давления в основной гидросистеме ниже 100 кгс/см^2 по сигналу датчика МСТ-100. При этом срабатывают реле ТКЕ-52ПД, установленные в РК коммутации, реле ТКЕ-56ПД (ТКЕ-54ПОДГ) включения автономной насосной станции, гидравлический кран ГА-192 включения автономной гидросистемы и загорается лампа СЛМ-61. Реле ТКЕ-56ПД (ТКЕ-54ПОДГ) установлено в РК хвостовой части фюзеляжа. Реле срабатывает и через свои контакты 5—6 самоблокируется. Одновременно срабатывает пусковая коробка ПК-100Т, включает электродвигатель МП-1500А и электрогидравлический кран ГА-192. Кроме того, реле ТКЕ-56ПД (ТКЕ-54ПОДГ) замыкает цепь сигнализации падения давления в автономной гидросистеме. Сигнальная лампа СЛМ-61 в этой цепи установлена на верхнем приборном щитке над указателем манометра с трафаретом «Автономная».

Датчик сигнализации МСТ-40, кран ГА-192 и электродвигатель входят в конструкцию автономной насосной станции НС-45, установленной в хвостовой части фюзеляжа на шпангоуте № 60. Там же установлены пусковая коробка ПК-100Т и фильтр Ф-100. При установке переключателя 2ППНГ-15К в положение «Принудительно» автономная насосная станция включается независимо от сигнализатора МСТ-100. Цепь управления насосной станцией защищена автоматом защиты АЗС-2 на левой панели АЗС. Цепь питания двигателя МП-1500А защищена предохранителем ИП-100 в РК хвостовой части фюзеляжа.

Замер количества гидросмеси в баке основной гидросистемы производится дистанционным уровнемером УМГМ1-4 магнитно-потенциметрического типа. Датчик уровнемера, установленный в гидробаке, работает поочередно на два указателя типа ППУ1-4. Цепь питания уровнемера защищена предохранителем СП-5, установленным в РК хвостовой части фюзеляжа.

Манометры ДИМ-240, ДИМ-150 с указателями УИ1-240 и УИ1-150, установленными на верхнем приборном щитке пилотов, и датчиками ИД-240, ИД-150 получают питание от статического преобразователя СПО-4, преобразующего постоянный ток бортовой сети в переменный 36 В. В цепи управления преобразователем СПО-4 предусмотрена возможность его автоматического перевода с питания напряжением 27 В от генераторов на питание напряжением 22—24 В от аккумуляторов. Статический преобразователь СПО-4 имеет основной и резервный каналы. В случае выхода из строя любого полупроводникового элемента в основном канале переключение на резервный канал происходит автоматически.

Если при включенном преобразователе сигнальная лампа на щитке управления электроэнергией не горит, значит основной канал работает.

При кратковременном нажатии кнопки на щитке управления электроэнергией, загорается сигнальная лампа — сработало переключающее устройство и произошло переключение на резервный канал. Следовательно, оба канала преобразователя работают нормально. Убедившись в нормальной работе резервного канала, после нажатия кнопки преобразователь переключить на основной канал. Для этого необходимо прервать питание СПО-4, разомкнув АЗС-5А СПО-4 на правой панели АЗС, а затем снова его включить. Если при включении преобразователя СПО-4 загорается лампа, т. е. включается резервный канал преобразователя, это значит, что в основном канале существует неисправность. Статический преобразователь необходимо заменить.

Электроуправление выпуском и уборкой шасси. Управление производится с помощью электромагнитного крана ГА-142/1 посредством переключателя 2ППНТ-К с рукояткой особой формы, расположенного на верхнем приборном щитке пилотов. При установке переключателя в положение «Выпущено» кран ГА-142/1 дает давление на выпуск шасси. При установке переключателя в положение «Убрано» кран ГА-142/1 дает давление на уборку шасси. Одновременно срабатывают электромагнитный кран ГА-184У и кран КЭ50-3, которые отключаются при уборке шасси. Кран ГА-184У служит для отключения зарядки гидроаккумулятора основной гидросистемы при уборке шасси с целью сокращения времени их уборки. КЭ50-3 обеспечивает автоматическое подтормаживание колес на взлете.

Для предотвращения уборки шасси на стоянке электроцепь управления уборкой шасси заблокирована концевым выключателем, установленным на шлиц-шарнире правой основной опоры, который замыкает свои контакты только после отделения самолета от земли. Для обеспечения уборки шасси имеется выклю-

чатель под колпачком, шунтирующий цепь блокировки уборки шасси и дающий возможность произвести уборку при разомкнутом концевом выключателе. Для уменьшения обгорания контактов переключателя от экстратоков, возникающих при их размыкании, контакты переключателя зашунтированы диодами. Автомат АЗС-5 защиты цепи управления уборкой и выпуском шасси установлен на левой панели АЗС и подключен к шине питания приборов от аккумуляторов.

Положение опор сигнализируется с помощью ламп прибора ППС-2МК и сирены. Сигнализаторами положения опор служат концевые выключатели. В выпущенном положении опор концевые выключатели замыкают цепи сигнальных ламп прибора ППС-2МК с зеленым светофильтром, соответствующих передней и основным опорам. Сигналы выпущенного положения левой и правой основных опор подаются для записи (разовая команда) на самописец МСРП. На самолетах последних серий эти же концевые выключатели левой и правой основных опор включают вентилятор обдува антенного блока ДИСС-013-134 в полете (при уборке шасси).

При снятии опор с замков выпущенного положения зеленые лампы гаснут, а красные лампы сигнализации промежуточного положения загораются. После постановки опор на замки убранного положения, закрытия створок гондол основных опор и створки ниши передней опоры срабатывают концевые выключатели и красные лампы гаснут.

Прибор сигнализации положения опор установлен на приборной доске первого пилота. Проверка исправности ламп сигнализации положения опор производится нажатием кнопки на приборе ППС-2МК. При нажатии кнопки напряжение 27 В подается в цепи всех ламп сигнализации положения опор; если при этом шасси выпущено, звучит сирена. Предупреждение о невыпуске шасси при

посадке самолета подается звучанием сирены и миганием лампы светового табло «Выпусти шасси» на приборе ППС-2МК.

Предупреждающая сигнализация о невыпуске шасси включается по двум независимым каналам: скоростному и каналу посадочной механизации. Скоростной канал включается при достижении самолетом скорости ~ 340 км/ч (331—324 км/ч) и при положении РУД обоих двигателей ниже 0,87 номинала. При включении скоростного канала предупреждающая сигнализация работает до тех пор, пока каждая стойка шасси не встанет на замок выпущенного положения. Предупреждающая сигнализация независимо от скоростного канала включается и при выпуске закрылков. Время работы предупреждающей сигнализации о невыпуске шасси по одному только каналу посадочной механизации ограничено временем выпуска закрылков. Если любая из опор не встала на замок выпущенного положения, срабатывает реле тревожной сигнализации и реле сигнализации выпущенного положения шасси.

При достижении скорости ~ 340 км/ч (331—324 км/ч) срабатывает реле давления ИКДРДФ-0,06-0540 и подключает минусовую цепь. При положении РУД 0,87 номинала минусовой сигнал через концевые выключатели подается на реле сигнализации посадки с убраным шасси (включения сирены и прерывистой световой сигнализации). Включение реле сигнализации посадки с убраным шасси при невыпуске шасси осуществляется и при срабатывании реле выпуска закрылков, которые включаются на время выпуска закрылков.

Если секторы управления обоих двигателей поставлены на режим взлета, а закрылки не выпущены на взлетный угол, включается только сирена. В этом случае цепь сирены замыкается через концевые выключатели А802-Д, контакты реле тре-

возможной сигнализации и концевой выключатель механизма МКВ-41, который размыкается только при положении закрылков на взлетном угле от 8 до 38°. Реле тревожной сигнализации кроме подготовки цепи сигнализации о невыпуске шасси при посадке предназначено и для отключения в полете сирены, включающейся на взлете при невзлетном положении закрылков.

Блок прерывистой сигнализации, состоящей из реле прерывистой световой и звуковой сигнализации падения давления и перенаддува в кабине и световой прерывистой сигнализации «Выпусти шасси», реле прерывистой сигнализации падения давления в кабине, конденсаторов и кнопки проверки, установлен в электрошитке второго пилота и служит одновременно и для сигнализации падения давления в кабине. Реле сигнализации посадки с убраным шасси, реле тревожной сигнализации, реле сигнализации выпущенного положения опор расположены в электрошитке второго пилота.

Цепи световой сигнализации положения опор защищены АЗС-5, который установлен на левой панели АЗС. Цепи звуковой сигнализации защищены АЗС-2, установленными на правой панели АЗС. Выключатель ВГ-15К установлен на электрошитке второго пилота и предназначен для отключения сирены при посадке с убраным шасси.

Электросистема автомата тормозов. Чувствительным элементом системы являются инерционные датчики, действие которых основано на рассогласовании угловых скоростей колес шасси и маховика датчика. При торможении колес без «юз» маховик датчика вращается синхронно с колесом шасси и контакты датчика находятся в разомкнутом состоянии. В этом случае электромагнитные краны УЭ-24/1-2 выключены и гидравлическая смесь поступает в тормоза колес.

При резком торможении и возникновении «юза» угловые скорости

колеса и маховика датчика рассогласовываются, что вызывает замыкание контактов датчика и включение электромагнитных кранов УЭ-24/1-2 через реле выдержки времени, вследствие чего гидросмесь не поступает в тормоза и колеса растормаживаются.

В процессе автоматического торможения выключатели инерционных датчиков непрерывно включают и выключают электромагнитные краны, обеспечивая близкое к «юзовому» режиму торможение, при котором сцепление колес с поверхностью посадочной полосы наибольшее.

Для контроля за работой автомата тормозов параллельно электромагнитным кранам УЭ-24/1-2 задних пар колес шасси включены сигнальные лампы с желтым светофильтром, установленные на средней приборной доске пилотов. В процессе работы автомата тормозов лампы мигают в такт со срабатыванием кранов УЭ-24/1-2. Применение восьми попарно включенных датчиков обеспечивает высокую надежность работы автомата тормозов.

Автомат тормозов включается выключателем ВГ-15К, расположенным на верхнем электрошитке пилотов, и действует лишь при нажатых тормозных педалях, когда в тормозных линиях имеется давление гидросмеси. Это давление воспринимается гидравлическими выключателями УГ-34/2, электрические контакты которых включены параллельно между собой в цепь электромагнитных кранов УЭ-24/1-2. При понижении давления в тормозных линиях менее 4 кгс/см² контакты гидравлических выключателей УГ-34/2 размыкаются.

Электромагнитные краны УЭ-24/1-2 находятся под током сравнительно короткое время — только в процессе автоматического торможения. Это предохраняет их обмотки от перегорания, которые рассчитаны на кратковременную работу (непрерывное нахождение под током — до 2 мин).

Силовая цепь автомата тормозов получает питание от аккумуляторной шины РК шпангоута № 15 через контактор, а цепь управления — от аккумуляторной шины правой панели АЗС. Защита силовой цепи выполнена предохранителем ИП-15, установленным в РК шпангоута № 15, а цепи управления — автоматом АЗС-2, установленным на правой панели АЗС.

Приборы контроля работы гидросистемы. Переключатель давления масла ПДМ-210 предназначен для автоматического включения и выключения электронасоса 465Д и включения сигнализации при падении давления в тормозной гидросистеме. Для защиты прибора от гидравлического удара, возникающего во время работы насоса, в прибор вмонтирован демпфер. При повышении давления в системе свыше (210 ± 8) кгс/см² прибор выключает реле гидронасоса; при понижении давления ниже (170 ± 8) кгс/см² — включает реле электронасоса; при понижении давления ниже 140 ± 7 кгс/см² загорается сигнальная лампа на верхнем приборном щитке пилотов; при понижении давления ниже (40 ± 10) кгс/см² прибор включает реле электронасоса. Переключатель давления ПДМ-210 установлен в панели агрегатов тормозной системы и применяется с демпфером Д-002.

Сигнализатор давления ЭС-200 предназначен для включения сигнальной лампы при понижении давления в аварийной тормозной системе ниже заданного. При уменьшении давления в аварийной тормозной системе ниже (190 ± 10) кгс/см² происходит замыкание электрической цепи и загорается сигнальная лампа. Сигнализатор давления установлен в панели агрегатов тормозной системы и применяется с демпфером Д55-1.

Сигнальная лампа падения давления в аварийной тормозной системе установлена на верхнем приборном щитке пилотов.

Сигнализатор давления МСТ-100 предназначен для включения сигнальной лампы при понижении давления в основной системе управления гидроусилителем ГУ-108 РН ниже заданного и для включения насосной станции НС-45 в этом случае. При уменьшении давления ниже (100 ± 5) кгс/см² замыкаются электроцепи, загорается сигнальная лампа и включается насосная станция для питания гидроусилителя РН от автономной гидросистемы. Принцип действия сигнализатора основан на способности чувствительного элемента (мембраны) прогибаться в зависимости от поступающего давления в сигнализатор. Сигнализатор МСТ-100 установлен в районе шпангоута № 34 под полом и применяется с демпфером Д59-2. Сигнальная лампа установлена на верхнем приборном щитке пилотов.

Электрический дистанционный манометр ДИМ-240 предназначен для дистанционного измерения давления жидкости в гидравлических системах самолета. Манометр состоит из указателя УИ1-240, датчика ИД-240 с демпфером Д-002 (Д59-1) и монтажных деталей. Два датчика ИД-240 установлены в панели агрегатов тормозной системы и один в панели агрегатов основной гидросистемы. Три указателя давления установлены на верхнем приборном щитке пилотов.

Электромагнитный кран ГА-142/1 представляет собой гидравлический трехпозиционный распределитель с электромагнитным управлением и предназначен для основного управления выпуском и уборкой шасси. Кран состоит из двух электромагнитных датчиков и распределительного золотника, размещенных в одном корпусе. Включение и выключение электромагнита вызывает перемещение золотника, управляющего потоком жидкости. Шариковые датчики управляют подачей жидкости в полости левого и правого поршней сообщая их с давлением или сливом. Режим работы электромагнитов —

длительный. Кран ГА-142/1 основного управления шасси устанавливается в панели агрегатов основной гидросистемы.

Электромагнитный двухпозиционный кран ГА-165 предназначен для дистанционного включения и выключения питания гидроусилителя ГУ-108 РН. Кран ГА-165 установлен на панели агрегатов управления гидроусилителем РН по правому борту, между шпангоутами № 60 и № 61.

Электромагнитный дистанционный двухпозиционный кран ГА-184У золотникового типа, предназначен для зарядки аккумулятора аварийной тормозной системы и отключения зарядки гидроаккумулятора основной гидросистемы при уборке шасси и состоит из электромагнитного клапанного датчика и золотника, управляемого датчиком и осуществляющего переключение потока жидкости. Шариковый клапан датчика управляется электромагнитом. Режим работы электромагнита — длительный. Краны ГА-184У устанавливаются: кран зарядки аккумулятора аварийной тормозной системы — в панели агрегатов тормозной системы; кран отключения зарядки гидравлического аккумулятора основной системы при уборке шасси — в панели агрегатов зарядки гидроаккумуляторов в районе шпангоутов № 58 и № 59 по правому борту.

Электромагнитный трехпозиционный кран ГА-163/16 (ГА-163А/16) применяется для электродистанционного управления интерцепторами и для электродистанционного управления поворотом передней опоры. Кран состоит из двух распределительных клапанов, управляемых электромагнитами. Режим работы электромагнитов — длительный. Кран для электродистанционного управления интерцепторами установлен в гидропанели. Кран для электродистанционного управления поворотом колес передней опоры установлен на стенке шпангоута № 8 в нише передней опоры.

Гидравлический выключатель УГ-34/2 предназначен для включения питания электроцепи управления электромагнитными кранами УЭ-24/1-2 при повышении давления в линии основного торможения колес за клапанами УГ-92/2-3 (УГ-149-3) свыше 8 кгс/см^2 и отключения этого питания при понижении давления ниже 4 кгс/см^2 . Гидравлические выключатели включаются в линию основного торможения колес основных опор и устанавливаются в панелях агрегатов автомата торможения, в каждой панели по одному выключателю.

Электромагнитный двухпозиционный кран УЭ-24/1-2 предназначен для автоматического сбрасывания давления из тормозов в сливную магистраль при «юз» колес. В результате электрического импульса, возникающего от срабатывания инерционного датчика УА-27А, кран отключает тормоза от давления и сообщает их со сливом. Краны устанавливаются в двух панелях агрегатов автомата торможения, в каждой панели по два.

Двухпозиционный электрогидравлический трехходовой кран с серводействием КЭ50-3 предназначен для электродистанционного управления потоком рабочей жидкости, а именно, для включения системы затормаживания колес основных опор при уборке. Кран КЭ50-3 срабатывает при установке переключателя шасси в положение «Убрано». Кран расположен на стенке шпангоута № 15, в правой нижней его части.

Инерционный датчик УА-27А предназначен для включения и выключения электрической цепи управления автоматом торможения. Принцип действия датчика заключается в следующем. При сильном торможении в результате резкого замедления колеса маховичок датчика продолжает по инерции вращение, благодаря чему возникает относительное угловое опережение маховичка датчика, замыкается электрическая цепь, срабатывает кран УЭ-24/1-2 и сбрасывается избыточное давление в тормо-

зах. Датчик замыкает электроцепь в момент начала скольжения и размыкает ее под действием пружины в момент прекращения скольжения. Датчики (восемь штук) установлены по одному на каждом из колес основных опор.

Проверка работы гидросистемы.

Проверка производится маслом АГМ-10 (ГОСТ 6794—75*) при температуре $(20 \pm 15)^\circ\text{C}$ окружающей среды.

Работа основной гидросистемы проверяется подключением к панели бортового питания насоса с производительностью 70 л/мин. Работа тормозов и аварийного выпуска шасси от тормозной системы проверяется посредством электронасоса 465Д, установленного на самолете. Проверка автономной гидросистемы производится от насосной станции НС-45.

Номинальное рабочее давление в основной и тормозной гидросистемах 210 кгс/см^2 , а в автономной гидросистеме — 75 кгс/см^2 . Давление контролируется по указателям дистанционных манометров, установленных на верхнем приборном щитке пилотов.

На обесточенном самолете давление контролируется: в основной гидросистеме — по манометру, установленному на панели бортового питания; в тормозной гидросистеме — по манометру, установленному в панели агрегатов тормозной системы.

Давление в автономной гидросистеме контролируется во время пробного включения гидросистемы перед каждым полетом по указателю дистанционного манометра ДИМ-150, установленному на верхнем приборном щитке пилотов. Показания манометров должны быть устойчивыми, без вибрации стрелок. Сигнальные лампы основной, тормозной, аварийной тормозной и автономной гидросистем не должны гореть.

Загорание сигнальных ламп происходит в случае падения давления: в основной гидросистеме ниже $(100 \pm 5) \text{ кгс/см}^2$ (ниже $100 \pm 5 \text{ кгс/см}^2$ по сигналу сигнализаторов

давления автоматически включается насосная станция НС-45); в тормозной гидросистеме ниже $(140 \pm 7) \text{ кгс/см}^2$; в системе аварийного торможения ниже $(190 \pm 10) \text{ кгс/см}^2$; в автономной гидросистеме ниже $(40 \pm 5) \text{ кгс/см}^2$.

4.6. СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ, ЗАПРАВКИ И РАСХОДА ТОПЛИВА

Система заправки топливом. Система распределяет топливо от заправочной горловины к топливным бакам через трубопроводы и клапаны. Время заправки топливной системы заправщиком с подачей не менее 1200 л/мин при давлении $4,5 \text{ кгс/см}^2$ для самолетов без дополнительных баков в центроплане составляет: полная заправка $(13200 \pm 350) \text{ кг}$ — не более 18 мин; средняя заправка $(10200 \pm 400) \text{ кг}$ — не более 14 мин; минимальная заправка $(7500 \pm 400) \text{ кг}$ — не более 9 мин.

В заправочной магистрали каждого бака установлен электрогидравлический и поплавковый клапаны, которые управляют потоком топлива в бак. По окончании заправки баков заправочные клапаны автоматически закрываются от сигнализаторов уровня датчиков заправки, установленных в каждом баке. При полной заправке баки № 1 и № 2 заправляются до уровня срабатывания сигнализаторов ДЗ1-7 (75 мм от фланца датчика заправки) и баки № 3 — до уровня срабатывания сигнализаторов ДЗ1-7 (55 мм от фланца). При средней заправке баки № 2 заправляются до уровня срабатывания сигнализаторов ДЗ1-7 (75 мм от фланца), баки № 1 до уровня срабатывания сигнализаторов в датчиках № 1 топливомера баков № 1 (200 мм от фланца). При минимальной заправке баки № 2 заправляются до уровня срабатывания сигнализаторов ДЗ1-7 (75 мм от фланца), баки № 1 до уровня срабатывания сигнализаторов в датчиках топливомера № 1 (370 мм от фланца). Баки № 3 в среднем и минимальном вариантах не заправляют.

Заправка	Количество топлива, кг			
	Бак № 1	Бак № 2	Бак № 3	Сумма на самолет
Полная («П»)	3930 ± 100	1750 ± 100	920 ± 100	$13\,200 \pm 350$
Средняя («С»)	3350 ± 200	1750 ± 100	0	$10\,200 \pm 400$
Минимальная («М»)	2000 ± 200	1750 ± 100	0	$7\,500 \pm 400$

В случае выхода из строя электрического управления заправочным клапаном подача топлива в бак автоматически прекращается с помощью поплавкового клапана или общего клапана, установленного в заправочной горловине. Общий клапан (кран) закрывается по команде верхнего сигнализатора датчика заправки. Это происходит: при уровне топлива 40 мм ниже фланца датчика заправки в баках № 1 и № 2 и при уровне топлива 20 мм ниже фланца датчика заправки в баках № 3.

Данные заправки для самолетов без центропланых баков приведены в табл. 27.

Для самолетов с дополнительными баками в центроплане время заправки топливной системы составляет: полная заправка ($14\,400 \pm 350$) кг — не более 23 мин; средняя заправка ($10\,200 \pm 400$) кг — не более 14 мин; минимальная заправка ($7\,500 \pm 400$) кг — не более 9 мин.

При полной заправке (14 400 кг) баки № 2, № 1 и № 1А заправляются до уровня срабатывания сигнализаторов ДЗ1-10 (75 мм от фланца датчиков заправки), а баки № 3 — до уровня срабатывания сигнализаторов ДЗ1-2 (55 мм от фланца датчика заправки). При средней заправке (10 200 кг) баки № 2 заправляются, как при полной заправке — 75 мм от

уровня фланцев датчика заправки, а баки № 1 и № 1А — до уровня срабатывания сигнализаторов в датчиках топливомера баков № 1А (250 мм от фланца датчика). При минимальной заправке (7500 кг) баки № 2 заправляются, как при полной и средней заправке, а баки № 1 и № 1А — до уровня срабатывания сигнализаторов в датчиках топливомера баков № 1А (400 мм от фланца датчика). Магистральный клапан (кран) заправки в баках № 1 и № 1А и № 2 выключается от сигнализаторов заправки на уровне 20 мм от фланца датчика заправки.

Данные заправки для самолетов с центропланными баками приведены в табл. 28.

Перед началом заправки необходимо убедиться в том, что самолет и заправщик заземлены. Перед включением общей заправки следует включить АЗСГ-2 «Сигнализация работы топливных насосов» на левой панели АЗС. Во избежание опрокидывания пустого самолета на хвост при полной заправке необходимо переключатель вариантов заправки сигнала установить в положение «М» и по погасанию сигнальных ламп клапанов бака № 1 переключить его в положение «П». Погасание сигнальной лампы «Общий кран» в процессе заправки раньше сигналь-

Таблица 28

Заправка	Количество топлива, кг			
	Бак № 1 + 1А	Бак № 2	Бак № 3	Сумма на самолет
Полная	4530 ± 100	1750 ± 100	920 ± 100	$14\,400 \pm 350$
Средняя	3350 ± 200	1750 ± 100	0	$10\,200 \pm 400$
Минимальная	2000 ± 200	1750 ± 100	0	$7\,500 \pm 400$

ной лампы заправочного клапана какого-либо бака указывает на отказ этого клапана. В этом случае обязательно снять датчик заправки и проверить уровень топлива в баке.

При выполнении централизованной заправки топливных баков на неровной площадке допускается разница в заправке левых и правых баков при варианте «С» и «М» не более 400 кг по топливомеру. При разнице больше 400 кг следует ручным управлением клапаном заправки баков № 1 + 1А (или бака № 1) дозаправить бак того крыла, где топлива меньше, контролируя количество дозаправленного топлива по указателю топливозаправщика и по топливомеру. При этом суммарная заправка по этим вариантам должна быть в пределах допусков, указанных в табл. 27, 28.

Во избежание разрушения кессон-баков вследствие отказа датчика заправки (из комплекта СЭТС-470В) и поплавкового клапана во время заправки самолета топливом под давлением введена система автоматического прекращения заправки топливом по сигналам СДУ2А-0,18, установленных в системе сигнализации работы перекачивающих насосов. При повышении давления до $0,2 \text{ кгс/см}^2$ в любом из кессон-баков сигнализаторы СДУ2А-0,18 выдают сигнал на реле, которое отключает цепь заправки. Поэтому при работе перекачивающих насосов, кроме насоса № 6 (левого), заправку топливом производить невозможно. Для принудительной заправки самолета топливом в случае выхода из строя одного из сигнализаторов давления СДУ2А-0,18 в РК 1-го технического отсека установлен выключатель ВГ-15К «Включение заправки при отказе СДУ».

При принудительной заправке с помощью ВГ-15К необходимо принять все меры, исключающие разрушение кессон-баков в процессе заправки. После заправки самолета топливом ВГ-15К «Включение заправки при отказе СДУ» установить

в выключенное положение, закрыть колпачком и опломбировать.

Аппаратура системы заправки питается постоянным током из РК шпангоута № 15 через предохранитель ИП-5, а переменным током — из РК 115 В через предохранитель СП-1А совместно с правым топливомером.

Система контроля расхода топлива. Система служит для визуального отсчета количества топлива, израсходованного каждым двигателем и состоит из двух комплектов расходомеров РТСВ10-8. Каждый комплект включает датчик РТСВ-10, показывающий прибор (указатель) и магнитный прерыватель ПМЗА. Принцип действия расходомера основан на преобразовании скорости и плотности топлива, протекающего через датчик расходомера, в электрические сигналы, пропорциональные массе топлива.

Шкала указателя отградуирована в килограммах. Максимальное значение шкалы — 8000 кг. На лицевой стороне прибора имеются две кремальеры. Верхняя кремальера служит для установки сорта топлива, а нижняя — для установки его количества. Перед полетом стрелка указателя расходомера каждого двигателя должна быть установлена на отметку шкалы, соответствующую общему запасу топлива на двигатель.

Расходомеры питаются от сети переменного тока 115 В через предохранители СП-1А, расположенные в РК переменного тока, и от сети постоянного тока через автоматы защиты АЗС-2 «Расходомер», расположенные на правой панели АЗС. Включаются расходомеры автоматами АЗС. Мощность, потребляемая по переменному току, не более $70 \text{ В} \cdot \text{А}$, а по постоянному току — не более 10 Вт.

Система автоматики расхода и измерения топлива. СЭТС-470В предназначена для: автоматического управления расходом топлива по заданной программе с целью сохранения центровки самолета; автоматиче-

ского управления системой заправки топлива под давлением в вариантах полной, средней и минимальной заправки; сигнализации очередности расхода топлива; сигнализации остатка топлива (2400 кг); измерения запаса топлива в каждом баке; измерения суммарного запаса топлива на каждый двигатель отдельно. Измерение запаса топлива, автоматическое управление порядком расходования топлива, автоматическое управление заправкой производятся по независимым друг от друга каналам.

Погрешность показаний топливомера в нормальных условиях $\pm 2\%$ от номинального значения шкалы показывающего прибора. Допустимые колебания напряжения питания по переменному току — $115 \text{ В} \pm 10\%$, по постоянному току — $27 \text{ В} \pm 10\%$. Одноименные элементы комплекта СЭТС-47ОВ взаимозаменяемы (при этом допускается подрегулировка системы измерения).

Измерение количества топлива в баках самолета основано на измерении электрической емкости датчиков топливомера, установленных вертикально в топливные баки. Конструктивно датчики выполнены из набора коаксиально расположенных труб с зазорами между ними. Электрическая емкость датчиков изменяется в зависимости от уровня топлива в зазоре между трубами, вследствие того, что диэлектрические постоянные воздуха и топлива различны ($E_{\text{воздуха}} = 1$, $E_{\text{топлива}} = 2$).

Система топливомеров питается постоянным током с правой панели АЗС (с шины аккумуляторов), а переменным током с РК 115 В (с шины ПО-500).

Запас топлива в баках левого и правого крыла измеряется отдельно независимо друг от друга. Блоки измерения УТС 54Б-54 (левый и правый) работают на сдвоенный указатель УТД-52, который объединяет в одном корпусе два самостоятельных прибора. Выбор измеряемых баков (I, II и III очереди, сумма) произ-

водится переключателем топливомера ПГ-4.

Автоматическое управление расходом топлива по заданной программе и автоматическое управление заправкой топлива осуществляется с помощью индуктивных сигнализаторов уровней (датчиков автоматики), установленных в баках на определенных уровнях и включенных в неравновесный мост переменного тока.

Блоки автоматического расхода топлива БАС 52А-62А питаются постоянным током с левой панели АЗС (с шины № 1), а переменным током — с РК 115 В.

Для увеличения надежности работы автоматики расхода выходы блоков БАС 52А-62А правого и левого полукрыла запараллелены. При выходе из строя одного из блоков автоматики (правого или левого), второй блок обеспечивает автоматическое управление работой всех перекачивающих насосов. Очередность выработки топлива сигнализируется загоранием желтых ламп СЛМ-61, расположенных на верхнем электрощитке пилотов. При включении блока автоматики срабатывают реле, которые включают контакторы и перекачивающие насосы № 3 и № 4. Одновременно загорается лампа I очереди. Дальнейшая перекачка топлива происходит в соответствии с сигналами датчиков. В случае переполнения бака № 1 при автоматической перекачке топлива I очереди блок автоматики по сигналу датчика заправки бака № 1 (на уровне 40 мм) обесточивает реле насосов № 3 и № 4 и последние прекращают свою работу.

Кроме автоматического управления перекачивающими насосами в схеме предусмотрено ручное управление с помощью переключателя «Перекачка топлива», расположенного на верхнем электрощитке пилотов, и реле, расположенного в РК коммутации. Напряжение на переключатель подается от шины № 1 и № 2 левой панели АЗС через

автоматы защиты АЗС-2 левого и правого автоматов расхода топлива. Для надежности питания обеспечивается автоматическое переключение с шины № 2 на шину № 1 при помощи реле, установленного в РК коммутации. В случае обесточивания всей бортовой сети самолета управление перекачивающими насосами автоматически переходит в режим «Перекачка ручная».

Сигнализация работы топливных насосов осуществляется лампами СЛМ-61 с зеленым светофильтром, которые включаются сигнализаторами давления, установленными в топливных трубопроводах каждого насоса. Цепь сигнализации работы топливных насосов питается от аккумуляторной шины левой панели АЗС. Для предотвращения чрезмерного повышения давления в баках № 1 при ручном управлении перекачивающими насосами в них установлены сигнализаторы давления СДУ2-0,18, которые включены в минусовую цепь управления перекачивающих насосов № 3, 4, 7, 8. На случай выхода из строя сигнализаторов давления предусмотрено принудительное включение насосов переключателем. Переключатель установлен на верхнем электрощитке пилотов и в выключенном положении закрыт колпачком. Все перекачивающие насосы ЭЦН-91Б перекачивают топливо из своего бака в расходный отсек, расположенный в баке № 1. Из расходного отсека топливо подается в соответствующий двигатель подкачивающими насосами ЭЦН-45Б № 1 и № 2. Управление подкачивающими насосами № 1 и № 2 и переключающими насосами № 5, и № 6 производится только вручную переключателями с трафаретом «Питание двигателей».

В целях повышения надежности работы топливной системы питание электродвигателей насосов № 1, 2, 5, 6 левого и правого крыла дублировано. В нормальном случае эти насосы (левого крыла) питаются непосредственно от основных шин

ЦРП. В случае обесточивания сети контакторы обесточиваются и насосы автоматически подключаются непосредственно к генераторам. Кроме того, насосы № 2 и № 6 при запуске двигателей в воздухе и при обесточивании бортовой сети автоматически подключаются к аварийной шине от аккумулятора посредством контактора, который управляется реле от кнопки запуска в воздухе. Реле самоблокируется на период времени, пока один или несколько генераторов не подключаются к бортовой сети.

Насосы № 4 и № 7 левого и правого крыла получают питание с шины питания от аккумулятора и в случае выхода из строя основной сети автоматически переводятся на питание от аварийной сети. Топливные насосы № 3 и № 8 получают питание только от основной сети. В каждом баке работают одновременно два перекачивающих насоса, но если по тем или иным причинам будет работать только по одному насосу, то этого будет достаточно для обеспечения нормального режима.

Контакторы включения всех топливных насосов размещены в новых РК, а контакторы переключения их питания — в ЦРП. Защита электродвигателей насосов выполнена плавкими предохранителями, установленными в силовых РК, ЦРП и РК шпангоута № 15. Цепи управления топливными насосами № 4 и № 7 защищены автоматами АЗС-2, подключенным к аккумуляторной шине левой панели АЗС, а цепи управления насосами № 3 и № 8 — автоматом АЗС-2, подключенным к шине № 1 левой панели АЗС.

При замене блока или системы измерения СЭТС-470В необходимо произвести проверку и регулировку нулевого и максимального положений стрелок указателя топливомера с помощью регулировочных потенциометров. Проверку и регулировку системы производить в стояночном положении самолета в следующем порядке:

установить самолет в стояночное положение на ровной площадке, предварительно убедившись в нормальном давлении в амортизационных стойках шасси;

включить бортовую сеть самолета под ток (постоянный и переменный);

включить топливомеры, автомат расхода и автомат заправки топлива;

произвести заправку топлива по 300 л в каждый бак;

слить топливо из всех групп баков в топливозаправщик ручным управлением перекачивающими и подкачивающими насосами;

проверить и отрегулировать показания прибора при пустых и полностью заправленных баках. Регулировку производить при включенных блоках автомата расхода топлива;

произвести полную заправку топливом всех баков (раздельно) через систему централизованной заправки (до срабатывания бакового крана) в следующей очередности: кессон-бак № 1 левый (II группа); кессон-бак № 1 правый (II группа); кессон-бак № 2 левый (III группа); кессон-бак № 2 правый (III группа); кессон-бак № 3 левый (I группа); кессон-бак № 2 правый (I группа). В процессе заправки топливом необходимо фиксировать по счетчику топливозаправщика количество залитого топлива, а также следить, чтобы не было перетеканий топлива из заправленных баков в пустые;

произвести регулировку «максимума» групп и сумм по фактическому количеству топлива, определенному по счетчику топливозаправщика с учетом тарифовочных поправок;

при регулировке «максимума» по группам и суммам к показаниям счетчика топливозаправщика внести поправку в сторону увеличения на следующие значения: I группа — 50 кг; II группа — 150 кг; III группа — 200 кг; сумма — 350 кг. Получение значения выставить на указателе топливомера.

При замене датчика топливомера необходимо обращать внимание на исправность прокладки, устанавли-

ваемой под его фланец; болты крепления ставить на свои старые места и обязательно проверять герметичность соединения. При замене дистанционного переключателя необходимо проверить «нулевое» положение стрелок указателя топливомера при пустых баках. В случае замены указателя УТД-52 или переключателя ПГ-4 исправность вновь устанавливаемых приборов проверяется по соответствию показателей указателя фактическому наличию топлива в баках.

При замене блока автомата расхода топлива необходимо его проверить на установке КПА-А1 или произвести контрольный слив топлива (по программе расхода). При замене комплекта СЭТС-470В необходимо произвести контрольный слив топлива по программе расхода в стояночном положении самолета. Проверка исправности соединительных проводов блоков и приборов системы СЭТС-470В производится с помощью установок КПА-А1 и КПА-ИС1. Ошибки топливомера в стояночном положении самолета определяются методом заправки порций топлива в баки через литромер или мерную тару. Работы необходимо выполнять в следующем порядке:

установить самолет в стояночное положение на ровной площадке, предварительно убедившись в нормальном давлении в амортизаторах опор;

включить бортовую сеть самолета под ток (постоянный и переменный);

включить топливомер и автоматы расхода топлива (левый и правый);

слить топливо из всех баков при ручном управлении перекачивающими насосами;

произвести запись показаний топливомера на нулевой отметке по всем очередям расхода топлива;

заправить баки топливом до уровня заправочной горловины. Заправку производить порциями по 200 кг по отметкам шкалы топливомера в следующем порядке: баки № 2 (III очередь); баки № 1 (IIА, Б оче-

реди); баки № 3 (I очередь). В процессе заправки необходимо фиксировать по топливомеру и заправочным приспособлениям количество залитого топлива.

Агрегаты топливной системы. Топливный подкачивающий насос ЭЦН-45Б предназначен для подачи топлива из расходного отсека бака № 1 в магистраль питания двигателя.

Основные технические данные ЭЦН-45Б

Мощность электродвигателя МГП-350Б, Вт	350
Момент на валу, кг·см	5,7
Частота вращения, об/мин	6000
Потребляемый ток, А, не более	24
Масса, кг, не более	7,2

Топливный перекачивающий насос ЭЦН-91Б служит для перекачки топлива из топливных баков в бак № 1.

Основные технические данные ЭЦН-91Б

Мощность электродвигателя МП-100С-2С, Вт	100
Момент на валу, кг·см	1,4
Частота вращения, об/мин	$7000 \pm \frac{400}{300}$
Потребляемый ток, А, не более	8
Масса, кг, не более	2,6

Сигнализатор перепада давления СП-0,4 предназначен для выдачи сигнала на электролампу «Фильтр засорен» при достижении в топливном фильтре заданного давления в случае его засорения.

Основные технические данные СП-0,4

Максимальное рабочее давление в системе, кгс/см ²	20
Давление срабатывания сигнализатора, кгс/см ²	0,4
Погрешность срабатывания сигнализатора, кгс/см ²	$\pm \frac{0,8}{0,15}$
Максимальные перепады давлений, кгс/см ² , в направлении:	
вход — выход фильтра	20
выход — вход фильтра	4
Температура окружающей и измеряемой сред, °С	—60 + 170

Сигнализаторы давления унифицированные (СДУ) предназначены

для замыкания электрических цепей при достижении в топливной системе заданных давлений. Сигнализаторы СДУ2А-0,3 служат для контроля работы подкачиваемых насосов ЭЦН-45Б, сигнализаторы СДУ2А-0,18 — для контроля работы перекачивающих насосов ЭЦН-91Б и сигнализаторы СДУ2-0,18 — для выключения перекачивающих насосов ЭЦН-91Б баков № 2 и № 3 в случае переполнения топливом бака № 1 при ручном управлении перекачкой топлива и неисправных клапанах перекачки.

Основные технические данные СДУ2А-03

Рабочее давление в системе, кгс/см ²	до 2
Давление срабатывания сигнализатора, кгс/см ²	0,3
Погрешность срабатывания сигнализатора, % от давления срабатывания	± 5
Перегрузочное давление, кгс/см ²	4,8
Давление, при котором динамическая камера сигнализатора герметична, кгс/см ²	4,8

Основные технические данные СДУ2А-0,18 и СДУ2-0,18

Рабочее давление в системе, кгс/см ²	до 2
Давление срабатывания сигнализатора, кгс/см ²	0,18
Погрешность срабатывания сигнализатора, % от давления срабатывания	± 5
Перегрузочное давление, кгс/см ²	4,8
Давление, при котором динамическая камера сигнализатора герметична	4,8

В системе подачи топлива к двигателям установлены три перекрывных топливных крана типа 768600М (768600МА): два крана используются как пожарные и один — как кран перекрестного питания. Основными узлами крана являются электромеханизм ЭПВ-150М (ЭПВ-150МТ). Кран имеет два положения «Открыт» и «Закрыт». Открытое положение пожарных кранов сигнализируется двумя лампами СЛМ-61 с зеленым светофильтром, а крана перекрестного питания — лампой с красным светофильтром.

Цепи управления кранами защищены автоматами защиты АЗС-5 на левой панели АЗС и подключены к шине питания приборов от аккумулятора при обесточенной сети.

**Основные технические данные 768 600М
(768600МА)**

Температура окружающей среды, °С	$-60 \div +8$
Время закрытия клапана, с, не более	3
Рабочее давление кгс/см ² : при закрытом кране	до 10
» срабатывании	до 4
Напряжение питания электроме- ханизма, В	$27 \pm 2,7$

Перекрывной кран типа 610200А предназначен для перекрытия топливного трубопровода питания ВСУ и имеет два положения: открытое и закрытое. Кран сделан как одно целое с электромагнитом, якорь которого является клапаном.

Основные технические данные 610 200А

Рабочее давление, кгс/см ²	до 2,5
Температура окружающей среды, °С	± 60
Потребляемый ток, А, не более	1,5
Длительность непрерывной работы	до 8
Номинальное напряжение питания, В	27

4.7. СИСТЕМА ПОЖАРОТУШЕНИЯ

Система пожаротушения обеспечивает подачу огнетушащего состава в гондолы двигателей Д-30 и отсек двигателя ТА-8 (ВСУ).

Обнаружение пожара и автоматическое включение огнетушителей первой очереди в зоне гондол двигателей и отсеке ВСУ производится с помощью электрической теплочувствительной системы сигнализации пожара ССП-2А. Огнетушители второй и третьей очередей включаются вручную.

Для предотвращения возникновения пожара в гондолах двигателей при посадке с убраным шасси или пожаре одной из опор на самолете

предусмотрено аварийное включение системы пожаротушения с помощью ударных механизмов. При возникновении пожара в отсеке ВСУ автоматически закрывается створка воздухозаборного устройства ВСУ и выключается двигатель ТА-8.

В комплект системы сигнализации ССП-2А входят 18 датчиков ДПС-1АГ с розетками ССП-2ИРМ и исполнительный блок БИ-ПАЮ. Чувствительным элементом датчиков являются термобатарей, собранные из последовательно соединенных хромель-копелевых термопар. Датчик ДПС-1АГ представляет собой такую термопару. Рабочие спаи термопар — расклепанные в виде дисков концы электродов. Нерабочие спаи — места сварки двух других концов электродов. Рабочие и нерабочие спаи расположены открыто, без изоляции от внешней среды. Для защиты от внешних повреждений электроды термопары закрыты корпусом, имеющим окна.

Исполнительный блок БИ-ПАЮ представляет собой коробку, в которой размещены: поляризованные низкоомные реле РПС-5, контакты которых служат для замыкания цепей управления реле системы пожаротушения; сопротивления, которые служат для тарировки цепи датчиков при выборе той или иной температуры срабатывания сигнализации; штепсельные разъемы.

Система сигнализации пожара работает следующим образом. При изменении температуры среды, окружающей датчики, со скоростью не ниже 2°С/с и одновременном нагреве датчиков до температуры 150°С ЭДС термодатчиков вызывает срабатывание поляризованного реле. Реле замыкает исполнительную цепь системы пожаротушения, в результате чего включаются световые сигналы в кабине экипажа и срабатывает первая очередь огнетушителей. В системе сигнализации предусмотрен наземный контроль исправности электроцепей с пульта, которым проверя-

ются на земле поочередно цепи каждой группы датчиков. Проверка должна производиться при выключении АЗС «Вкл. балл.» на левой панели АЗС.

Система срабатывает при скорости нарастания температуры среды, окружающей датчики, равной $2^{\circ}\text{C}/\text{с}$, и при одновременном нагреве датчиков до температуры не ниже $+150^{\circ}\text{C}$. Система сохраняет работоспособность: при изменении температуры окружающей среды для исполнительного блока от -60° до $+60^{\circ}\text{C}$, для датчиков от -60° до $+350^{\circ}\text{C}$; при охвате датчиков пламенем в течение 60 с; при разрежении среды до 40 мм рт. ст; температура отпускания, при которой система приходит в состояние готовности после тушения пожара, не выше 130°C . Система работает от бортовой электросети напряжением $27\text{В} \pm 10\%$.

В связи с установкой топливных баков в центроплане в пожарном оборудовании выполнены следующие доработки: двухсекционный блок электромагнитных распределительных кранов 781100 (аварийный) заменен на трехсекционный блок 781200; в центроплане установлены распылительные коллекторы, которые соединены трубопроводом с блоком.

Огнегасящий состав в отсек баков и отсеки гондол двигателей подается одновременно только в случае посадки самолета с убраным шасси. Система пожаротушения включается автоматически при срабатывании одного из пяти ударных механизмов, установленных на самолете.

Система обнаружения дыма состоит из трех сигнализаторов дыма ДС-3М, лампы-кнопки сигнализации «Дым в багажнике», трех кнопок 5К контроля исправности системы, реле ТКЕ-52ПД1 включения питания сигнализаторов дыма, реле ТКЕ-52ПД1 сигнализации дыма в заднем багажнике, реле ТКЕ-21 ГДТ сброса сигнала «Дым в багажнике» и работает от бортовой сети 27 В постоянного тока.

Для приведения системы обнаружения дыма в готовность необходимо: включить АЗС систем пожаротушения, обнаружения дыма на левой панели АЗС; включить выключатель системы пожаротушения на верхнем электрощитке пилотов.

Сигнализатор дыма ДС-3М состоит из фоторезистора, исполнительного блока, осветительной лампы и экрана. В исходном состоянии (при отсутствии дыма) при включении питания сигнализатора загорается осветительная лампа, расположенная на одной оси с фоторезистором. Наличие экрана защищает фоторезистор от прямого попадания лучей света лампы, а отраженные от пластинчатой поверхности корпуса лучи света слабы и возникающего в цепи фоторезистора тока недостаточно для срабатывания сигнализатора. При попадании дыма сквозь пластинчатую поверхность корпуса в пространство между экраном и фоторезистором лучи света лампы, отражаясь от частиц дыма, засвечивают фоторезистор, уменьшая его сопротивление, и ток в цепи фоторезистора возрастает настолько, что вызывает срабатывание сигнализатора, затем срабатывание реле ТКЕ-52ПДП сигнализации дыма, и на средней приборной доске пилотов загорается лампа-кнопка «Дым в багажнике» с красным светофильтром.

Для сброса сигнала «Дым в багажнике» необходимо нажать лампу-кнопку, при этом срабатывает реле ТКЕ-21ПДТ сброса сигнала, разблокируя цепь сигнализации.

4.8. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛИ

Воздушно-тепловой противообледенитель крыла и киля. Он предназначен для защиты от обледенения передних кромок носков крыла, киля, а также корневых участков носков крыла. В условиях обледенения эти участки обогреваются горячим воздухом от пятой ступени второго каскада компрессора.

При отказе в работе одного двигателя обогрев носков крыла и киля и корневых участков носков крыла может быть обеспечен от одного работающего двигателя. Работа противообледенителя крыла и киля контролируется термометром ТЦТ-13, датчик которого установлен на входе горячего воздуха в носок правой консоли крыла, а указатель ТЦТ-1 находится на щитке мотоприборов. Температура горячего воздуха должна быть не более $+230^{\circ}\text{C}$. При закрытых заслонках 2517 в системе противообледенения допускается повышение температуры до $+90^{\circ}\text{C}$, обусловленное негерметичностью заслонок.

Для управления подачей горячего воздуха к носкам крыла, киля и корневым участкам носков крыла в воздухопроводах, идущих от левого и правого двигателей, установлены две перекрывные заслонки 2517, управляемые электромеханизмами МПК-5А. Обе перекрывные заслонки включаются в работу одновременно переключателем 2ППГ-15К, расположенным на верхнем электрощитке пилотов. Крайние положения заслонок (открытое и закрытое) фиксируются концевыми выключателями и сигнализируются с помощью табло, находящегося на щитке мотоприборов.

Оба электромеханизма имеют общую цепь питания, которая подключена через автомат защиты АЗС-10 к шине №2, расположенной в правой панели АЗС.

Противообледенители носков воздухозаборников, лопаток ВНА и коков двигателей. Эти участки обогреваются горячим воздухом, отбираемым из-за пятой или десятой ступеней второго каскада компрессора каждого двигателя в зависимости от его режима работы. Переключение отбора воздуха с десятой на пятую ступень — автоматическое. Включение и выключение подачи воздуха к воздухозаборнику, лопаткам ВНА и коку производится с помощью перекрывной заслонки с электромеханизмом ЭПМ-150М. Открытое положение заслонок сиг-

нализируют табло, расположенные на щитке мотоприборов.

На трубке подвода горячего воздуха к коллектору правой и левой гондол установлены термодатчики из комплекта ТЦТ-13, обеспечивающие контроль работоспособности системы по росту температуры при ее включении. Указатели ТЦТ-1 установлены на щитке мотоприборов. Одновременно при открытой заслонке воздух поступает по трубопроводу на обогрев лопаток ВНА и кока двигателя. Электромеханизм перекрывной заслонки срабатывает автоматически от системы сигнализации обледенения двигателя или включается принудительно выключателем 2ВГ-15, расположенным на верхнем электрощитке пилотов.

Автоматическое включение противообледенительной системы двигателя может произойти только при работающем двигателе на частоте вращения 4500 об/мин и выше, так как цепь питания электромеханизма заблокирована с центробежным выключателем. Во всех случаях автоматического срабатывания противообледенительной системы (загорания табло «включи п/облед.») необходимо установить выключатели «Противообледенители», «Двигатели и в/заборн.» во включенное положение. Табло «Включи п/облед.» включается от датчика ДО-202М обледенения двигателей и датчика обледенения самолета РИО.

На каждом двигателе установлена система сигнализации обледенения, в которую входят датчик обледенения ДО-202М, электромагнитный кран и сигнализатор давления СДУ-0,15. Система сигнализации и электромеханизм перекрывной заслонки питается постоянным током. Цепь питания нагревательного элемента и электромагнитного крана подачи воздуха в эжектор датчика обледенения подключена через инерционно-плавкий предохранитель ИП-20К к нормальной шине, расположенной в центральной распределительной панели (ЦРП). Цепь

питания электромеханизма пере-
крывной заслонки и реле, входящих
в систему сигнализации, подключена
через автомат защиты АЗС-5 к шине
№1 (системы левого двигателя) и к
шине №2 (системы правого двигате-
ля), расположенных на правой па-
нели АЗС.

**Электротермический противообле-
денитель стабилизатора.** Он предназ-
начен для защиты передних кромок
стабилизатора в полете от обледене-
ния. Работа противообледенителя
основана на принципе выделения
тепла электрическими нагреватель-
ными элементами, смонтированными
в носках левой и правой консолей
стабилизатора, при прохождении по
ним тока. Электронагревательные
элементы питаются от бортовой
постоянным током $27В \pm 10\%$. Цепи
питания нагревательных элементов
подключены к нормальной шине,
расположенной в РК хвостового
оперения. Цепи управления противо-
обледенителем стабилизатора под-
ключены через автомат защиты
АЗС-5 к шине №2, находящейся на
правой панели АЗС.

Включение противообледенителя в
работу производится выключате-
лем ВГ-15К, установленным на верх-
нем электрощитке пилотов. Момент
включения определяется по сигналь-
ному табло «Обогрев стабил.», кото-
рое включается в начале обледенения
сигнализатором РИО-3, или визуаль-
но.

Программный механизм МКА-3А
предназначен для циклического
включения секций нагревательных
элементов импульсного действия,
установленных в носках стабилизато-
ра. Он представляет собой шунтовой
электродвигатель постоянного тока,
имеющий редуктор и коммутацион-
ное устройство, обеспечивающее за
каждый оборот его якоря (кулачка)
подачу шести сигналов продолжи-
тельностью 20 с каждый, следующих
один за другим.

Сигналы с программного меха-
низма подаются на рабочие обмот-
ки силовых контакторов ТКС401ДТ,

№ сек- ций	№№ нагревательных элементов, входящих в секцию	Ток, потребляемый нагрева- тельными элементами			
		импульс- ными		ножевыми	
		Но- ми- нал, А	До- пуск, %	Но- ми- нал, А	Допуск, %
1	VI и VII лев., прав.	349	± 10	182	$+10 \div -20^*$ $+10 \div -30^{**}$
2	V и VIII лев., прав.	355	± 10		
3	IV и IX лев., прав.	357,6	± 10		
4	III и X лев., прав.	363	± 10		
5	II и XI лев., прав.	370	± 10		
6	I и XII лев., прав.	294	± 10		

* — для ремонтных заводов;

** — для эксплуатации

включающих каждый свою секцию
нагревательных элементов импульс-
ного действия. Последовательное
включение всех шести секций (цикл)
происходит за 2 мин, в течение кото-
рых каждая секция нагревательных
элементов находится под током (наг-
рев) 20 с и обесточена (охлажде-
ние) 100 с. Порядок включения сек-
ций и потребляемая сила тока даны
в табл. 29.

Работа противообледенителя ста-
билизатора контролируется по сиг-
нальному табло, установленному
на приборной доске второго пилота.
Табло соединено параллельно с ра-
бочей обмоткой контактора
ТКС401ДОД шестой секции и вклю-
чается вместе с ней на 20 с за
каждый цикл.

В цепях питания ножевых нагве-
вательных элементов установлены
тугоплавкие предохранители ТП-200,
а в цепях питания секций импульс-
ных нагревательных элементов —
ТП-400. Цепь питания программного
механизма МКА-3А подключена
к шине №2 через АЗС-5, уста-
новленный на правой панели АЗС.
В цепи питания находится выключа-
тель ВГ-15К, с помощью которого
включается противообледенитель
стабилизатора. Выключатель ВГ-15К
расположен на верхнем электрощит-
ке пилотов. Программный механизм
МКА-3А установлен на правом

борту хвостовой части фюзеляжа между шпангоутами №59 и №60. Контактные ТКС401ДОД, тугоплавкие предохранители ТП-200 и ТП-400 размещены в РК хвостового оперения.

Для проверки работы противообледенителя стабилизатора на земле применяется переносный тестер НТПП-1. К схеме противообледенителя тестер подключается через штепсельный разъем, розетка которого установлена в заднем багажнике на этажерке пускорегулирующей аппаратуры генераторов. При подключенном тестере время нахождения под током нагревательных элементов импульсного включения сокращается с 20 до 5 с, а ножевые нагревательные элементы будут включаться 1 раз за цикл на 15 с. Это исключает возможность перегрева обшивки носков и перегорания нагревательных элементов при включенном противообледенителе стабилизатора на земле.

Чтобы не включить противообледенитель стабилизатора на земле без тестера, в цепи питания за выключателем ВГ-15К установлено блокировочное реле ТКЕ-52ПД. Его обмотка получает постоянное питание через выключатель ВГ-15К. Минусовой сигнал подается через контакты реле ТКЕ-53ПД блокировки РИО-3 на землю, если выключен АЗС сигнализации положения шасси, или через контакторы реле ТКЕ-53ПД блокировки противообледенителя стабилизатора, если указанный АЗС будет включен, так как реле блокировки противообледенителя стабилизатора будет включено концевыми выключателями обжатых опор.

Сигнализатор обледенения РИО-3 предназначен для подачи светового сигнала о начале обледенения. Сигнализатор состоит из датчика и электронного блока. Датчик установлен на правом борту фюзеляжа в районе шпангоутов №2 и №3. Электронный блок на этажерке оборудования за сиденьем первого пилота. Сигнализатор РИО-3 питается постоянным

током через АЗС-15 цепи питания противообледенителя стабилизатора и выключатель ВГ-15К, установленный на верхнем электрощитке пилотов.

Противообледенитель стекол. Два передних обзорных стекла кабины пилотов и нижнее плоское стекло кабины штурмана имеют электрический обогрев, предохраняющий их от запотевания и обмерзания. Нагревательный элемент обогреваемых стекол выполнен в виде тонкой прозрачной электропроводной пленки, заключенной между двумя слоями силикатного стекла, склеенными между собой бутварной пленкой.

Нагревательные элементы стекол питаются переменным током 115В через два автотрансформатора АТ-6-1 и АТ-7-1,5. Автотрансформатор АТ-6-1 подключен к основной шине переменного тока, от него подается питание на обогрев стекла первого пилота. Автотрансформатор АТ-7-1,5 подключен к вспомогательной шине переменного тока, от него подается питание на обогрев стекол второго пилота и штурмана. Источником питания нагревательных элементов стекол переменным током являются преобразователи ПО-4500, которые подключены: рабочий преобразователь — к основной шине 115В, а резервный — к вспомогательной. Если рабочий преобразователь выйдет из строя, произойдет автоматическое переключение резервного преобразователя с вспомогательной шины на основную. В этом случае будет обогреваться только одно стекло первого пилота. Запуск резервного преобразователя ПО-4500 производится включением обогрева стекла второго пилота или штурмана. В цепях питания нагревательных элементов каждого стекла (после автотрансформатора) установлены стеклянно-плавкие предохранители СП-5А, а в цепях автотрансформаторов АТ-6-1 и АТ-7-1,5 установлены соответственно СП-10 и СП-15. Они находятся в РК 115В на панели предохранителей.

Автомат обогрева стекол АОС-81М предназначен для поддержания постоянной заданной температуры нагрева стекол путем периодического включения и выключения нагревательных элементов. Автомат АОС-81М имеет три независимых канала регулирования. Каждый канал используется для отдельного стекла и включается своим выключателем. Выключатель ВГ-15К канала стекла первого пилота и выключатель 2ВГ-15К канала стекла второго пилота расположены на верхнем электрощитке пилотов, а выключатель 2ВГ-15К канала стекла штурмана находится в кабине штурмана на панели выключателей.

Автомат обогрева стекол питается постоянным током. Каждый канал имеет свою цепь питания. Цепи питания каналов стекол пилотов подключены через АЗС-2 к шине №1, расположенной на левой панели АЗС. Цепь питания канала стекла штурмана подключена через АЗС-2 к шине №1 на правой панели АЗС.

Автомат обогрева стекол АОС-81М установлен на правом борту между шпангоутами №4 и №5. Автотрансформатор АТ-6-1 расположен на левом борту у шпангоута №2, а АТ-7-1,5 — на правом борту в районе шпангоутов №4 и №5.

Основные технические данные обогревных стекол ПО-24 и ШО-15

	ПО-24	ШО-15
Толщина внешнего слоя стекла, мм	4—5	4—5
» внутреннего слоя стекла, мм	17—18,5	17—18,5
Общая толщина прозрачной части стекла, мм	24—26,5	24—26,5
Светопропускание, не менее	72%	72%
Средняя удельная мощность электрообогрева, Вт/см ²	0,516	0,51
Максимальная потребляемая мощность, Вт	820	1080
Максимальная сила тока, А	4,6	5,7
Масса одного стекла, кг, не более	25	18

Электрообогрев остекления на земле включают при проверке и для

устранения наружного обледенения и запотевания остекления во время стоянки, руления и перед взлетом. При проверке электрообогрева остекления на земле следует иметь в виду, что если температура окружающего воздуха будет выше $(10+5)^{\circ}\text{C}$, то включение электрообогрева не произойдет. При эксплуатации электрообогрева надо помнить, что эффективно электрообогрев начинает работать через 5—6 мин после включения. При полетах в сложных метеоусловиях электрообогрев остекления рекомендуется включать на все время полета.

При замене электрообогревательных стекол затяжку болтов крепления производить тарированным ключом с $M_{кр} = 15 \div 20$ кгс·мм.

Обогрев приемников полного давления. Для защиты от обледенения приемники полного давления ППД-1М оборудованы электрическим обогревателем, вмонтированным внутри приемника. На самолете установлены два приемника полного давления, которые расположены с внешней стороны фюзеляжа между шпангоутами №10 и №11 на левом и правом бортах.

Обогрев включается двумя выключателями ВГ-15К, установленными на верхнем электрощитке пилотов. Нагревательный элемент левого приемника питается от шины аккумуляторов. Цепь питания защищена АЗС-15. Нагревательный элемент правого приемника питается от нормальной шины. В цепи питания установлен АЗС-15. Оба автомата защиты находятся на левой панели АЗС.

Для проверки исправности цепей питания нагревательных элементов на верхнем электрощитке пилотов установлены две кнопки и две лампы СЛМ-61 белого цвета, включенные последовательно с нагревательными элементами. Если при нажатии на кнопку сигнальная лампа включается, то цепь исправна. При включении обогрева правого приемника одновременно включается обогрев датчика

углов атаки ДУА-9Р автомата АУАСП-15КР.

Обогрев рулевых машин автопилота. Обогрев производится от розеток, установленных рядом с рулевыми машинами. Каждая рулевая машина имеет чехол, в котором смонтирован проволочный нагревательный элемент. Розетки и обогревательные чехлы входят в комплект автопилота. Питание к двум параллельно соединенным розеткам подается через АЗС-5, установленный на левой панели АЗС. Выключатель ВГ-15К обогрева рулевых машин установлен на верхнем электрощитке пилотов.

4.9. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ
ВЫСОТНОЙ СИСТЕМЫ

Высотная система является частью общего оборудования самолета и обеспечивает в гермокабине жизнедеятельность пассажиров и членов экипажа как в полете, так и на земле. В состав высотного оборудования входят системы: кондиционирования воздуха (вентиляция и обогрев); автоматического регулирования давления (основная и дублирующая); автоматического регулирования температуры воздуха; управления, измерения расхода и температуры воздуха; а также специальные устройства. Высотное оборудование включает в себя также гермокабину, которая не имеет герметических перегородок.

Система кондиционирования воздуха предназначена для подачи определенного количества воздуха в гермокабину и поддержания нормальной температуры в ней как на земле, так и в полете.

Электрооборудование системы кондиционирования воздуха включает в себя описанные ниже агрегаты. Заслонка 2517 служит для перекрытия магистралей системы кондиционирования воздуха, системы противообледенения и ВСУ. Заслонка состоит из перекрывного устройства и электромеханизма МПК-5А.

Основные технические данные заслонки 2517

Максимальный расход воздуха, кг/ч	4000
Избыточное давление на входе, кг/см ²	до 4
Максимальная температура воздуха на входе, °С	320
Время полного открытия или закрытия заслонки, с, не более	6,5
Напряжение постоянного тока, В	27 ± 10%
Потребляемый ток, А, не более	2,75

Распределители воздуха 513, 514, предназначенные для регулирования количества воздуха, поступающего по системам вентиляции и обогрева; агрегат 514 является исполнительным механизмом АРТ-56-2. Распределитель воздуха состоит из корпуса и электромеханизма МПК-1.

Основные технические данные агрегатов 513, 514

	513	514
Максимальный расход воздуха, кг/ч	1000	1000
Избыточное давление на входе, кгс/см ²	5	3,1
Максимальная температура на входе, °С	240	220
Время полного открытия или закрытия заслонки, с	15—50	15—20
Напряжение постоянного тока, В	27 ± 10%	27 ± 10%
Потребляемый ток, А	0,4	0,4

Регулятор подачи воздуха 1408 служит для раздачи воздуха по системе обогрева и состоит из корпуса, заслонки, пробуксовочной муфты и электромеханизма МПК-1. Заслонка и электромеханизм регулятора служат для тех же целей, что и у распределителя 514. Пробуксовочная муфта предохраняет регулятор и электромеханизм от чрезмерных перегрузок.

Заслонка выходного канала ВВР служит для перекрытия выходного канала ВВР при работе системы вентиляции на земле и состоит из корпуса и электромеханизма МП-100М-2 с ходом 30 мм. Вентилятор НУ-7100-66 предназначен для дополнительного увеличения подачи воздуха по системе вентиляции в отсек штурмана и состоит из корпуса, ротора, фильтра и электродвигателя Д-25-Л.

Основные технические данные НУ-7100-66

Производительность, м ³ /ч	70
Напряжение постоянного тока, В	$27 \pm 10\%$
Номинальная частота вращения, об/мин	6000

Система автоматического регулирования давления. Системы выполнены по пневматическому принципу и управляют работой выпускных клапанов 2176Г и регуляторов давления 469Р, сбрасывающих воздух из гермокабины.

Системы регулирования давления и все их устройства работают автоматически, только включение сброса давления из гермокабины и переключение основной системы на дублирующую производится вручную. Для осуществления сброса давления из гермокабины на правой приборной доске имеется выключатель. Для включения дублирующей системы пользуются трехходовым краном регулятора давления 2077.

К агрегатам системы относятся соленоидный клапан и указатель высоты и перепада давлений. Соленоидный клапан 1160 является электромагнитным механизмом и предназначен для открытия магистрали, соединяющей полость „В“ выпускного клапана с атмосферой, что позволяет клапану 2176Г сбросить воздух (давление) из гермокабины.

Основные технические данные клапана 1160

Рабочее давление на входе, кгс/см ²	до 2,5
Температура рабочей среды, °С	$-50 \div +50$
Напряжение постоянного тока, В	$27 \pm 10\%$

Указатель высоты и перепада давлений УВПД-5-0,8 предназначен для измерения высоты в кабине и перепада между давлением в гермокабине и давлением в атмосфере. УВПД-5-0,8 представляет собой двухстрелочный комбинированный прибор, состоящий из указателя высоты в гермокабине, основным элементом которого является анероидная коробка, и указателя перепада давлений, основным элементом которого служит

блок манометрических коробок. Оба указателя помещены в одном корпусе и работают независимо друг от друга.

В случае перенаддува гермокабины более 0,64 кгс/см² срабатывает сигнализатор давления СДУ-ЗА-0,64. Одновременно с этим прерывисто звучит сирена, а на приборной доске второго пилота мигает сигнальная лампа с красным светофильтром «Перенаддув кабины». Сигнализатор СДУ-ЗА-0,64 замыкает свои контакты, и минусовой сигнал бортовой сети поступает на обмотку реле ТКЕ-52ПД, установленное в электрощитке второго пилота. Реле, сработав, разрывает цепи питания ламп сигнализации падения давления и подготавливает цепь питания лампы сигнализации перенаддува кабины. Одновременно это реле своими контактами отключает цепь системы прерывистой сигнализации от высотного сигнализатора ВС-46 и подключает ее к «минусу» бортовой сети.

Сигнал о перенаддуве подается прерывистым звучанием sireны и миганием лампы „Перенаддув кабины“. В этом случае пилоту необходимо уменьшить подачу воздуха на наддув кабины до прекращения действия сигнала.

Для проверки исправности цепей сигнализации падения давления и перенаддува на электрощитке второго пилота установлены две кнопки 5КС, при нажатии которых минусовой сигнал подается в цепи прерывистой сигнализации. Цепи сигнализации защищены АЗС-2, установленным на правой панели АЗС, подключенным к шине питания от аккумулятора. При понижении давления (повышении максимальной эксплуатационной высоты до (3000 ± 150) м) в гермокабине срабатывает высотный сигнализатор, при этом прерывисто звучит сирена, а на рабочих местах членов экипажа мигают желтые сигнальные лампы с трафаретом „Кислород“. Точность настройки высотного сигнализатора ВС-46: ± 150 м

при температуре $\pm 50^{\circ}\text{C} \div -45^{\circ}\text{C}$; ± 250 м при температуре -60°C .

Прерывистая сигнализация падения давления в кабине может быть отключена принудительно выключателем ВГ-15К, установленным на электрощитке второго пилота. Сигнализатор начинает выдавать сигналы с момента понижения давления в кабине до значения, соответствующего высоте, установленной на лимбе прибора.

Системы автоматического регулирования температуры воздуха. Системы представляют собой электрические импульсные регуляторы с релейным выходом и вместе с исполнительными механизмами поддерживают температуру в герметической кабине. На самолете установлены две системы регулирования температуры.

Автоматический регулятор температуры АРТ-56-1 (один комплект) позволяет регулировать и поддерживать любую заданную температуру воздуха, поступающего на раздачу по системе вентиляции в пределах $8 \div 40^{\circ}\text{C}$.

Автоматические регуляторы температуры АРТ-56-2 (три комплекта) позволяют поддерживать любую заданную температуру в гермокабине в пределах $18 \div 24^{\circ}\text{C}$ путем регулирования количества воздуха, поступающего по системе обогрева к панелям (стенкам) салонов и в кабину экипажа. Точность регулирования температуры с помощью этих систем равна 2°C .

Все органы управления системами обогрева и вентиляции в основном размещены на щитке кондиционирования. Питание всех блоков управления включается одним общим выключателем. Управление исполнительными механизмами регуляторов температуры осуществляется при помощи переключателей П2ПНГ-15К. Пользуясь этими переключателями, можно автоматически или вручную установить заслонки исполнительных механизмов в положения, обеспечивающие нужную температуру возду-

ха в системах обогрева и вентиляции. Контроль за температурой воздуха в пассажирской кабине осуществляется по указателям ТВ-1 термометров ТВ-19.

Система вентиляции кабин имеет один автоматический регулятор температуры АРТ-56-1. Исполнительными механизмами АРТ-56-1 являются распределители воздуха 514 с электромеханизмами МПК-1. Блок управления регулятора питается переменным током 115 В через предохранитель СП-2А, установленный в РК 115 В и в системе вентиляции включается тем же выключателем «Питан.автом.», что и у регуляторов обогрева кабин. Переключатели П2ПНГ-15К «ВВР» и «ТХ» на щитке кондиционирования устанавливаются в положение «Автом.» и в положение «Гор.» «Хол.» при ручном управлении.

Исполнительные механизмы МПК-1 питаются постоянным током через два АЗС-2, расположенные на правой панели АЗС. Контроль за температурой воздуха в системах вентиляции и обогрева ведется по термометру ТУЭ-48, указатель которого расположен на приборной доске второго пилота. Питание на термометр ТУЭ-48 подается от бортовой сети через АЗС-2, размещенный на правой панели АЗС.

Система автоматического регулирования температуры воздуха кабин АРТ-56-2 разбита на три зоны: кабина экипажа, передний салон пассажирской кабины, задний салон пассажирской кабины. Для регулирования температуры воздуха в кабинах на самолете установлено три автоматических регулятора АРТ-56-2, по одному в каждой зоне. Исполнительные механизмы автоматов регулирования температуры — регуляторы расхода воздуха 514 и 1408 с электромеханизмами МПК-1.

Блоки управления 2427А питаются переменным током 115В с РК 115В через предохранители СП-2А и контакт реле ТКЕ-56ПД, установленного в РК 115В. Реле включается

выключателем ВГ-15К с трафаретом «Питан. автом.» Исполнительные механизмы МПК-1 питаются постоянным током 27В через АЗС-2, установленные на правой панели АЗС.

Агрегаты систем автоматического регулирования температуры воздуха АРТ-56-1 и АРТ-56-2, за исключением механизмов и эжекторных продувок 2182А, — электрические и электротермические. Исполнительные механизмы являются электро-механическими устройствами, а эжекторные продувки — пневматическими.

Блок управления 2427 служит для переработки сигналов, поступающих от приемника П-1, задатчика температуры воздуха 2400, и выдачи их на реле управления исполнительными механизмами 514. Принцип работы блока 2427А аналогичен работе блока 2427. Блок имеет те же узлы, за исключением реле ступеней охлаждения, и дает сигналы одному электромеханизму 514 и 1408.

Задатчики температуры воздуха 2400 выполняют роль регулируемого переменного сопротивления автоматов температуры, с помощью которых задают температуру воздуха в гермокабине.

Датчики температуры воздуха 2182А выполняют роль переменных сопротивлений, входящих в состав АРТ-56-2. Каждый АРТ-56-2 имеет два последовательно соединенных датчика. У датчиков в зависимости от температуры воздуха изменяются сопротивления чувствительных элементов, вследствие чего блок управления 2427А выдает сигнал к исполнительным электромеханизмам 514 и 1408.

Приемник температуры воздуха П-1 входит в состав АРТ-56-1 и выполняет ту же функцию, что и датчики 2182А в АРТ-56-2. В случае выхода из строя АРТ-56-1 и АРТ-56-2 необходимо переходить на ручное управление, регулируя расход воздуха и температуру по системе вентиляции и обогрева.

При выходе из строя АРТ-56-2, который регулирует температуру воздуха в кабине экипажа, все остальные АРТ-56-2 могут работать.

При выходе из строя АРТ-56-2, обслуживающих салоны (если в панелях температура будет превышать $+75^{\circ}\text{C}$), необходимо выключить второй АРТ-56-2 и перейти на ручное управление. Не следует допускать увеличения температуры выше $+75^{\circ}\text{C}$.

При замене блоков управления 2427 и 2427А и переходе самолета на эксплуатацию в осенне-зимний или весенне-летний периоды необходимо производить уточнение времени паузы и работы электро-механизмов распределителей 514 и регуляторов 1408. Время работы электромеханизмов АРТ-56-1, АРТ-56-2 должно быть в пределах 0,3—1,2 с, т. е. минимальным. Время паузы электромеханизма АРТ-56-1 в зависимости от окружающей температуры должно быть: в осенне-зимний период 12—16 с.; в весенне-летний период 10—12 с. Время паузы электромеханизмов АРТ-56-2 равно (32 ± 2) с.

Системы управления, измерения расхода и температуры воздуха. Системы управления и контроль температуры воздуха являются электрическими, а замер расхода — пневматическим.

Управление перекрывными заслонками 2517 системы кондиционирования воздуха позволяет открыть или закрыть, установить в любое промежуточное положение заслонки 2517, т. е. регулировать расход воздуха. Перекрывные заслонки 2517 управляются с помощью переключателей ПНГ-15К. Переключатели снабжены информацией: «Наддув кабины», «Лев. двиг.-прав.» и «Большее—меньшее».

Механизмы МПК-5А включают ручную импульсно путем подбора такого открытия заслонок, при котором обеспечивается требуемый расход воздуха по указателям расхода УРВ-1500 (обогрев) и УРВК (венти-

ляция). Для полного открытия заслонки 2517 переключатель необходимо удерживать в крайнем положении 6 с, а для полного закрытия заслонки выключатель «Наддув меньше» удерживать в нажатом положении в течение 3—5 с после загорания табло «Наддув выключен».

Открытое и закрытое положения заслонок 2517 сигнализируются четырьмя табло, расположенными на щитке мотоприборов.

Цепи питания механизмов МПК-5А защищены АЗС-5А, установленными на правой панели АЗС, и подсоединены к шине питания от аккумуляторов. Цепи питания сигнальных табло открытого положения перекрывных заслонок 3517 и противообледенителей защищены предохранителем СП-5, расположенным в ЦРП.

Управление системой вентиляции на земле от двигателей или ВСУ позволяет перекрывать заслонкой выходной канал ВВР, что дает возможность работать системе вентиляции на земле от двигателей или ВСУ. Выходной канал продува ВВР перекрывается включением электромеханизма МП-100М2, который управляется переключателем ППНГ-15К. Выходной канал ВВР перекрывается заслонкой за 1—2 с. Включенное положение вентиляции на земле сигнализируется загоранием лампы СЛМ-61 с красным светофильтром. Переключатель ППНГ-15К и сигнальная лампа установлены на щитке кондиционирования воздуха. Переключатель имеет трафарет «Вентиляция на земле от двигателя, от ВСУ», сигнальная лампа—трафарет «Перед взлетом выключить».

Перед включением вентиляции на земле необходимо выключить вентиляцию на малых высотах, закрыть заслонки распределителей воздуха ВВР и ТХ, нажав переключатели в положение «Хол.» на 50 с, и открыть перекрывные заслонки 2517.

Цепь питания электромеханизма МП-100М-2 защищена АЗС-10 совместно с электромеханизмом МПК-1 включения вентиляции на малых высотах. Автомат защиты АЗС-10 установлен на правой панели АЗС и подключен к шине питания от аккумуляторов.

Управление системой вентиляции на земле от ВСУ дает возможность работать системе вентиляции на земле от ВСУ, что достигается включением электромеханизма МПК-5А, который управляется выключателем ВГ-15К. Включенное положение вентиляции на земле сигнализируется загоранием лампы СЛМ-61 с красным светофильтром, подключенной к электромеханизму МПК-5А. Выключатель ВГ-15К и сигнальная лампа установлены на щитке кондиционирования воздуха. Выключатель имеет трафарет «Вентиляция на земле от ВСУ», сигнальная лампа — трафарет «Перед взлетом выключить».

Системы управления регуляторами подачи воздуха 1408 и распределителями воздуха 514 позволяют полностью открывать и закрывать, а также устанавливать в любое промежуточное положение заслонки распределителей 514 и регуляторов 1408, т. е. регулировать расход воздуха по системам обогрева и вентиляции.

Для каждого распределителя 514 и регуляторов 1408 на щитке кондиционирования установлены переключатели. Для полного открытия или закрытия заслонки каждый переключатель необходимо удерживать в положении «Хол.» или «Гор.» в течение 50 с.

Для переключателей на щитке кондиционирования имеется следующая информация «Вентиляция ТХ», «ВВР», «Обогрев кабин», «Экипаж», «Передняя», «Задняя». Кроме того, каждый переключатель имеет три положения: «Автом.», «Хол.», «Гор.»

Система управления воздушным обогревом остекления фонаря поз-

воляет полностью открывать или закрывать, а также устанавливать в любое промежуточное положение заслонку 1408, т. е. подавать горячий воздух на обогрев остекления фонаря штурмана и пилотов.

На верхнем электрощитке пилотов установлен переключатель ПНГ-15К, с помощью которого пилот управляет электромеханизмом МПК-1, который открывает или закрывает заслонку 1408, сообщающую систему обогрева остекления с системой обогрева кабины. Для полного открытия или закрытия заслонки 1408 переключатель необходимо удерживать в крайнем положении 50 с. Переключатель имеет информацию: «Обогрев фонаря», «Больше», «Меньше».

Система управления обогревом отсека ВСУ позволяет поддерживать в полете температуру в отсеке ВСУ, обеспечивающую ее работоспособность, и проверять на земле открытие заслонки 1408 подачи воздуха в отсек ВСУ.

Подача теплого воздуха в систему осуществляется электромеханизмом МПК-1, управляющим заслонкой 1408. Электромеханизм управляется автоматически по сигналу обжатого положения шасси (на земле). На земле заслонка 1408 закрыта, в полете открыта. При запуске ВСУ в полете обогрев системы автоматически отключается, заслонка закрывается.

В случае возникновения пожара в отсеке ВСУ подача теплого воздуха прекращается (разрывается цепь управления электромеханизмом МПК-1 открытия заслонки). Этим же сигналом «Пожар ВСУ» закрывается заслонка, прекращается подача теплого воздуха в отсек ВСУ.

Для проверки открытия заслонки 1408 на земле установлен переключатель ПНГ-15К на щитке контроля, у шпангоута № 48. При установке этого переключателя в положение «Проверка обогрева ВСУ на земле» заслонка открывается и загораются лампы, которые установлены рядом с переключателем у шпангоута № 48 и на щитке контроля и запуска

ВСУ и сигнализируют открытое положение заслонки. При установке переключателя ПНГ-15К в положение «Обогрев ВСУ в воздухе» (на земле) заслонка 1408 закрывается, лампы гаснут.

Электромеханизм МПК-1 питается через АЗС-2, установленный на правой панели АЗС, с шины питания приборов от аккумулятора. В РК хвостовой части установлены два реле ТКЕ-52ПД (ТКЕ-52ПОДГ), обеспечивающие автоматическое включение в работу системы после взлета.

Система управления вентиляцией на малых высотах позволяет регулировать подачу воздуха в короб вентиляции в полете из атмосферы от скоростного напора путем увеличения или уменьшения проходного сечения в корпусе распределителя воздуха 513. Система кондиционирования воздуха при этом должна быть выключена. На щитке кондиционирования имеется информация у переключателя «Вентиляция на малых высотах», «Закрыто». Вентиляция на малых высотах включается заслонкой с приводом от электромеханизма МПК-1.

Питание на МПК-1 подается через переключатель ПНГ-15К, установленный на щитке кондиционирования. Время полного открытия заслонки распределителя 513 составляет 15—50 с. Открытое положение заслонки сигнализируется лампой СЛМ-61, расположенной на щитке кондиционирования, которая получает питание через концевой выключатель, входящий в конструкцию МПК-1. Цепь питания МПК-1 защищена АЗС-10А совместно с электромеханизмом включения кабин на земле.

Дополнительная вентиляция кабины членов экипажа и отсека штурмана включает в себя четыре вентилятора с электродвигателями ДВ-3. Вентилятор ДВ-3 с мягкими лопастями эксплуатируется только в условиях нормального давления в гермокабине. Цепь питания всех вентиляторов ДВ-3 защищена одним

автоматом АЗС-10, установленным на правой панели АЗС.

Вентилятор НУ-7100-66 с электродвигателем В-25-1 предназначен для увеличения подачи воздуха по системе вентиляции в отсек штурмана. Выключатели ВГ-15К вентиляторов пилотов установлены соответственно на электрощитках первого и второго пилотов. Для устранения помех радиоприему, создаваемых электродвигателями ДВ-3, в их цепи питания включены конденсаторы МБГО-2160-4-П. Выключатель ВГ-15К вентилятора штурмана ДВ-3 расположен на панели выключателей штурмана, а выключатель ВГ-15К вентилятора НУ-7100-66 вентиляции отсека штурмана — на кислородном щитке штурмана.

Измерение расхода воздуха в системах вентиляции и обогрева осуществляется в условных единицах. Одна единица по системе вентиляции на всех высотах соответствует расходу 700 кг/ч, а по системе обогрева 155 кг/ч у земли и 105 кг/ч на высоте 10 000 м. Общий расход воздуха, поступающий в гермокабину по системе кондиционирования, представляет собой сумму расходов по системам обогрева и вентиляции.

Для определения расхода воздуха на приборной доске второго пилота установлены указатели расхода УРВК и УРВ-1500 с информацией «Вент., обогрев». Для записи изменения статического и динамического давлений в системе вентиляции регистратором параметров МСРП-64-2 сигналы от мерной шайбы поступают к измерительному комплексу давления, установленному в хвостовом техническом отсеке по левому борту шпангоута № 56 в районе стрингеров № 4 и № 5.

Измерение расхода воздуха в системе вентиляции производится по перепаду давлений на мерной шайбе. Измерить расход воздуха по системе вентиляции можно в пределах 0—5000 кг/ч.

Измерение расхода воздуха в системе обогрева аналогично изме-

рению расхода воздуха в системе вентиляции. Измерить расход воздуха можно в пределах 0—1000 кг/ч. Конструктивно устройства для измерения расхода воздуха аналогичны, только в линии давления системы обогрева установлен демпфер ДООЗ (154003) для гашения пульсации давления.

Измерение расхода ведется по указателю УРВ-1500.

Система контроля температуры воздуха в системе кондиционирования позволяет измерять температуру в панелях переднего, заднего салонов и в коробе вентиляции в пределах $-20—150^{\circ}\text{C}$. Температура воздуха в системе контролируется термометром ТУЭ-48, указатель которого расположен на приборной доске второго пилота. В комплект термометра входят: указатель и три датчика П-1, два из которых измеряют температуру воздуха в панелях обогрева пассажирской кабины, а третий — в системе вентиляции.

Переключение указателя с одного датчика на другой осуществляется с помощью переключателя ЗПЧН-П2Г-3, установленного на приборной доске второго пилота рядом с указателем ТУЭ-48. Питание на термометр ТУЭ-48 подается от бортовой сети через АЗС-2, размещенный на правой панели АЗС.

Термометры ТВ-19 позволяют контролировать среднюю температуру воздуха в салонах пассажирской кабины в пределах $-60 \div +60^{\circ}\text{C}$. На самолете установлены дистанционные электрические термометры воздуха ТВ-19 для переднего и заднего салонов. В комплект термометра входят указатель ТВ-1 и три датчика температуры П-9. Для более точного контроля температуры воздуха в салонах датчики П-9 размещены в различных точках пассажирской кабины.

Указатели температуры воздуха ТВ-1 установлены в буфете и имеют следующую информацию: «Температура переднего салона», «Температура заднего салона».

4.10. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Кислородное оборудование предназначено для питания кислородом членов экипажа и пассажиров и используется: как аварийное средство в случае разгерметизации кабины; как облегчающее средство для пассажиров, плохо переносящих высотные полеты. Кислородная система состоит из стационарного и переносного кислородного оборудования.

Стационарное кислородное оборудование. Оборудование обеспечивает жизнедеятельность членов экипажа и одного бортпроводника на рабочих местах в нормальных и аварийных условиях полета. В него входят описанные ниже агрегаты.

Кислородный прибор КП-24М легочно-автоматического действия с избыточным давлением кислорода в маске предназначен для длительного питания кислородом членов экипажа при полетах в разгерметизированной кабине на высотах до 12 км. Прибор работает при подводимом к нему давлении кислорода от 30 до 6 кгс/см². Процентное содержание кислорода во вдыхаемой смеси (при легочной вентиляции 15 л/мин и постоянном потоке 20 л/мин) по высотам находится в следующих пределах:

Высота, км	0	2	4	6	8	10
Содержание кислорода, %	20—40	27—45	35—55	49—70	68—90	95—100

Кислородная маска КМ-32АГ герметического типа предназначена для изоляции органов дыхания от окружающей среды. Она применяется в комплекте с прибором КП-24М и подключается к нему с помощью шланга КШ-24П.

Дымозащитная маска ЛП-2 предназначена для защиты органов дыхания и зрения членов экипажа, бортпроводников от дыма и обеспечения их кислородом до «высоты» в кабине 12 000 м. Маска предназначена для эксплуатации с кислородным прибором КП-24М, КП-19 и авиагарнитурой АГ-2 и АГ-3.

Кислородный шланг КШ-24П предназначен для подключения к прибору КП-24М маски КМ-32АГ.

Манометр МА-60К предназначен для измерения давления кислорода в системе. Шкала отградуирована от 0 до 60 атм с ценой деления 2 атм.

Манометр избыточного давления М-1000 предназначен для измерения давления в маске кислородного прибора. Шкала отградуирована от 0 до 1000 мм вод. ст. с ценой деления 50 мм вод. ст.

Индикатор кислородного потока ИП предназначен для контроля за работой прибора КП-24М. Работа индикатора характеризуется полным открытием створок при повышении давления (выдох) и закрытием их при понижении давления (вдох).

Кислородный баллон предназначен для хранения запаса кислорода на борту самолета. Вместимость баллона составляет 92 л (по воде), давление кислорода в баллоне равно 30 кгс/см². Общий запас кислорода, приведенный к давлению 760 мм рт. ст. при температуре 20°С, составляет 2760 л. Баллон установлен в переднем техническом отсеке между шпангоутами № 20 и № 22.

Кислородный вентиль КВ-5 предназначен для перекрытия кислорода

перед кислородными приборами КП-24М членов экипажа, на щитке бортзарядки, в кислородной магистрали системы за кислородным баллоном и перед шлангом зарядки кислородом баллона переносного кислородного прибора КП-19.

Бортовой зарядный щиток предназначен для зарядки кислородом системы. Установлен в переднем отсеке. На щитке бортзарядки смонтированы: зарядный штуцер, запорный кислородный вентиль КВ-5, редуктор КР-15, понижающий давление кислорода от 150 до 30 кгс/см², манометр МА-250 КМ, показываю-

щий давление до редуктора, и манометр МА-60К, показывающий давление после редуктора.

Переносное кислородное оборудование. Это кислородный прибор КП-19 с баллоном вместимостью 7,8 л, маска КМ-32АГ или ЛП-2. Кислородный прибор КП-19 в комплекте с баллоном и маской представляет собой переносной источник кислородного питания, которым можно пользоваться при необходимости или перемещении по разгерметизированной кабине в полете на высоте от 4 до 12 км. Кислородный баллон устанавливается в багажнике за кабиной экипажа. КП-19 — прибор легочного действия. Он подает газовую смесь только во время вдоха и в количестве, зависящем от легочной вентиляции. Продолжительность питания кислородом из баллона — около 40 мин при среднем расходе кислорода 6 л/мин. Рабочее давление в баллоне 30 кгс/см^2 контролируется манометром, установленным на входном штуцере.

В процессе эксплуатации следует помнить: кислород активно поддерживает горение и взрывоопасен при соединении его с маслом; все кислородные приборы и соединения трубопроводов кислородной системы должны быть защищены от попадания масла; при заправке кислородной системы вблизи заправщика не должно быть никаких источников подогрева; необходимо следить за герметичностью кислородной системы, не допуская утечек кислорода, так как большое насыщение кислородом воздуха кабины может привести к взрыву; герметичность считается нормальной, если падение давления в системе за 24 ч с учетом температурной поправки не превышает больше 5% от первоначального давления ($1,5 \text{ кгс/см}^2$); при сравнении кислорода из трубопроводов должны быть открыты все входные люки и форточки; во время сравнения кислорода из системы в самолете запрещаются какие-либо работы.

4.11. СИСТЕМА ЗАПУСКА И КОНТРОЛЯ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Система запуска двигателя Д-30 II серии. Автоматический запуск двигателя осуществляется воздушным стартером, установленным на нижней коробке приводов двигателя. В качестве источника сжатого воздуха для питания воздушного стартера используется бортовой энергоузел ТА-8, вспомогательная силовая установка (ВСУ) или аэродромная установка воздушного запуска (УВЗ). Система запуска обеспечивает выполнение следующих процессов, связанных с эксплуатацией двигателя: запуск двигателя на земле; запуск двигателя в полете; холодную прокрутку двигателя; ложный запуск двигателя; прекращение запуска. Выбор рода работы системы запуска двигателя производится переключателем «Запуск — Прокрутка», который установлен на щитке запуска.

После нажатия кнопки запуска на земле включается в работу панель запуска АПД-55, агрегат зажигания и через заслонку отбора воздуха от ВСУ и электромагнит — воздушный стартер, который раскручивает ротор второго каскада компрессора и соединенный с ним ротор первой турбины до частоты вращения, обеспечивающей необходимое давление воздуха для создания устойчивого горения. При частоте вращения ротора второго каскада компрессора 1000—1800 об/мин (8,5—15,5%) в камере сгорания двигателя от свечей СП-06ВП воспламеняется топливо непосредственным розжигом. Дальнейшая раскрутка ротора второго каскада компрессора производится от воздушного стартера и от первой турбины.

Система зажигания работает в течение 29 с. Воздушный стартер работает (56 ± 4) с, по истечении которых программный механизм закрывает заслонку отбора воздуха от ВСУ. После ее закрытия выключается электромагнит, заслонка

закрывается, прекращается доступ сжатого воздуха от энергоузла. При этом ведомая полумуфта стартера, связанная с работающим двигателем, начинает обгонять ведущую полумуфту неработающего стартера и выключается из зацепления. На этом работа автоматики по управлению запуском двигателя прекращается.

Программный механизм панели АПД-55 переключается на ускоренную доработку и примерно за 1 с приводит все микровыключатели панели в исходное положение, сигнальная лампа работы панели АПД-55 гаснет.

Если ротор второго каскада компрессора достигает частоты вращения $n_2 = (4300 \pm 200)$ об/мин (35—38,5%) ранее истечения (56 ± 4) с, то отключение стартера после закрытия заслонки отбора воздуха от ВСУ произойдет с помощью электрогидравлического центробежного выключателя ЦР-2ВР. Если из-за какой-либо неисправности отключение системы запуска на $n_2 = (4300 \pm 200)$ об/мин (35—38,5) не произойдет, то при достижении выходным валом стартера $n_{ст} = (4800 \pm 200)$ об/мин $[(42 \pm 1,5)\%]$ центробежный выключатель стартера выключит электромагнит заслонки (при этом загорится лампа «Обороты стартера велики»), что вызовет закрытие заслонки, остановку стартера и расцепление его полумуфт. Запуск двигателей от энергоузла производится поочередно.

Запуск двигателя прекращается нажатием кнопки, при этом прекращаются все описанные выше циклы работы автоматики, кроме цикла «Запуск в полете».

При остановке двигателя кратковременное загорание сигнальных ламп «Давление масла мало» и «Двигатель неисправен» при давлении масла по указателю от 0 до $(1,6 \pm 0,3)$ кгс/см² является нормальным явлением. Работа системы запуска при холодной прокрутке двигателя отличается от режима

запуска тем, что: агрегат зажигания не включается; через 27 с программный механизм (в АПД-55) переключается на ускоренную отработку и через (33 ± 3) с цикл холодной прокрутки прекращается; нет подачи топлива в двигатель.

Работа системы запуска при ложном запуске двигателя аналогична режиму запуска на земле, но без включения зажигания.

Для предотвращения возможных поломок двигателя схема запуска двигателей Д-30 II серии оборудована системой защиты, которая обеспечивает прекращение запуска двигателя при падении давления воздуха перед сопловым аппаратом турбины воздушного стартера в процессе запуска ниже минимально допустимого и установку системы запуска в исходное положение для обеспечения повторного запуска остановившегося двигателя. Система защиты исключает также возможность запуска в процессе выбега ротора второго каскада компрессора после выключения двигателя (встречного запуска).

Работа системы запуска двигателя в полете от запуска на земле отличается тем, что автоматическая панель не включает электромагнитный клапан подачи воздуха к стартеру. Это вызвано тем, что в полете неработающий двигатель вращается (авторотирует) и в раскрутке не нуждается. Запуск в полете производится кнопкой, расположенной на верхнем электрощитке пилотов. Продолжительность цикла работы АПД-55 при запуске в полете 45 с. В случае отказа автоматической панели АПД-55 (при нажатии кнопки «Запуск в воздухе» лампа «АПД работает» не горит) запуск двигателя можно осуществить, удерживая кнопку запуска в воздухе нажатой в течение 60 с. При нажатой кнопке лампа «АПД работает» должна гореть.

Тахометр ИТЭ-2Т предназначен для измерения частоты вращения двигателя. На самолете ТУ-134А установлены два комплекта магнитно-индукционных тахометров ИТЭ-

Таблица 30.

Пределы измерений частоты вращения, %	Погрешность, %, при темпера- туре в °С		
	+20±5	+50±5°	—60—5
60—100	±0,5	±1,0	±1,5
100—110	±1,0	±1,5	±2,0

2Т. Один из них измеряет частоту вращения роторов второго каскада компрессоров, а второй — первого каскада компрессоров обоих двигателей. Комплект ИТЭ-2Т состоит из датчиков ДТЭ-5Т и одного (общего для двух двигателей) измерителя указателя ИТЭ-2Т. Датчик ДТЭ-5Т ротора каскада компрессора установлен на верхней коробке приводов двигателя, а указатель ИТЭ-2Т на средней приборной доске пилотов. Датчик ДТЭ-5Т измерения частоты вращения ротора первого каскада компрессора установлен на правой коробке приводов двигателя, а указатель ИТЭ-2Т на щитке мотоприборов и ВСУ. Стрелка указателя с индексом «1» показывает частоту вращения ротора компрессора левого двигателя, а стрелка с индексом «2» — частоту вращения ротора компрессора правого двигателя. Погрешность показаний измерителя тахометра не должна превышать значений, указанных в табл. 30.

Измеритель температуры ИТ-2Т предназначен для измерения температуры выходящих газов за турбиной двигателя. На самолете установлены два измерителя ИТ-2Т. Измеритель температуры работает в комплекте с 12 термопарами Т-99-1, составляющими четыре последовательно соединенные группы. В каждой группе содержится по три параллельно соединенные термопары. Конструктивно каждая термопара объединена (сдвоена) с другой, работающей в комплекте с предельным регулятором температуры ПРТ-35. Термопары Т-99-1 входят в комплект двигателя и установлены в специально предусмотренных штуцерах реактивного сопла.

Указатели измерителей ИТ-2Т для левого и правого двигателей установлены на средней приборной доске пилотов. На циферблате указателя имеются две шкалы: большая — для грубого отсчета с пределами измерения от 300 до 900°С, ценой деления 20°С и оцифровкой через 100°С, и малая — для точного отсчета с пределами измерения от 0 до 20°С, ценой деления 1°С и оцифровкой через 5°С. Погрешность измерителя в рабочем диапазоне температур при нормальных условиях не превышает ±2,5°С, а в остальных ±4°С. Для удобства контроля на приборе нанесена риска максимально допустимой температуры газа за турбиной в полете (620°С). Измерители температуры получают питание от сети переменного тока 115 В через предохранители СП-1А, установленные в РК 115 В, с аварийной шины, которая в аварийном случае питается от ПО-500.

Общий выключатель «ИТ-2Т» питания указателей температуры установлен на верхнем электрощитке пилотов. Во избежание выхода из строя указателей температуры ИТ-2Т серии 2 последняя разрешается включать после выхода преобразователей (ПО-4500, ПО-500) на установившийся режим работы (через 5—8 с после включения преобразователей). Для проверки исправности измерителя температуры ИТ-2Т серии 2 необходимо при работающем двигателе нажать на кнопку 5К, расположенную на средней приборной доске. При исправном приборе стрелка должна устанавливаться в крайнее левое положение.

Трехстрелочный моторный индикатор ЭМИ-ЗРТИ предназначен для измерения давления топлива, давления и температуры масла. Комплект индикатора состоит из трехстрелочного указателя УИЗ-3 и трех датчиков: ИДТ-100 — измерения давления топлива в коллекторе первого контура форсунок, ИДТ-8 — измерения давления масла на входе в двигатель и П-63ТР — измерения темпе-

ратуры масла на входе в двигатель. Датчики ИДТ-100, ИДТ-8 смонтированы на щитке эксплуатационных замеров, расположенном на переднем кожухе камеры сгорания, а датчик П-63ТР — на нижней коробке приводов. Датчик ИДТ-100 эксплуатируется с демпфером Д59-2, а датчик ИДТ-8 — с демпфером Д59-4. Указатели УИЗ-3 для обоих двигателей установлены на средней приборной доске пилотов.

Манометр топлива имеет диапазон измерения от 0 до 100 кгс/см², манометр масла — от 0 до 8 кгс/см² и термометр масла от —50 до +150°С. Погрешности показаний манометров топлива и масла в рабочем диапазоне шкалы при нормальной температуре не превышают $\pm 4\%$ от предела измерения. Для удобства контроля на приборе нанесены риски максимально допустимых значений давления топлива (60 кгс/см²), максимально допустимой температуры масла (80°С) и минимального значения давления масла (4,5 кгс/см²). Питание манометров переменным током 36 В (обоих двигателей) осуществляется от статического преобразователя СПО-4. Термометры масла получают питание от аккумуляторной шины. Цепи термометров защищены АЗС-2 «ЭМИ-ЗРТИ».

Электрический дистанционный индуктивный манометр ДИМ-4Т предназначен для измерения давления топлива на входе в топливный насос-регулятор НР-30АР. В комплект манометра входят: указатель УИ1-4, который установлен на средней приборной доске пилотов; датчик ИДТ-4, который смонтирован на щитке эксплуатационных измерений, расположенном на переднем кожухе камеры сгорания двигателя. Датчик эксплуатируется с демпфером Д59-4.

ДИМ-4Т имеет диапазон измерения от 0 до 4 кгс/см², цену деления 0,2 кгс/см², числовые отметки через 2 кгс/см². Погрешности показаний манометра в рабочем диапазоне давлений при нормальной

температуре не превышают $\pm 4\%$ от предела измерения. Для удобства контроля на приборе нанесены риски предельно допустимых минимального (1,8 кгс/см²) и максимального (2,9 кгс/см²) значений давления. Манометр питается переменным током 36 В от статического преобразователя СПО-4.

Электрический дистанционный манометр ДИМ-8Т предназначен для измерения давления воздуха перед воздушным стартером в системе запуска двигателей. В комплект манометра входят: указатель УИ1-8, который установлен на щитке приборов и ВСУ; датчик ИДТ-8, который установлен на балке шпангоута № 55.

ДИМ-8Т имеет диапазон измерения от 0 до 8 кгс/см², цену деления 0,2 кгс/см², числовые отметки через 2 кгс/см². Для удобства контроля на приборе нанесены риски предельно допустимых минимального (1,5 кгс/см²) и максимального (4,2 кгс/см²) значений давления. Манометр питается переменным током 36 В от статического преобразователя СПО-4.

Измеритель ТЦТ-13 предназначен для измерения температуры горячего воздуха, подаваемого от компрессоров двигателей на обогрев носков крыла, киля, воздухозаборников двигателей и лопаток входного аппарата. На самолете установлены три комплекта термометра ТЦТ-13. Указатели ТЦТ-1 установлены на приборных досках и имеют надписи «Лев. в/заборник», «Крыло и киль» и «Прав. в/заборник». Термопары Т-3 (3 шт.) установлены в трубопроводах горячего воздуха противобледенительной системы. Диапазон измерения от —50 до +350°С.

Аппаратура ИВ-200Е предназначена для постоянного контроля уровня вибрации корпуса двигателя. Аппаратура состоит из: двухканального электронного блока БЭ-6, установленного под этажеркой за сиденьем первого пилота; двух датчиков вибрации МВ-25Б-В, установленных

на разделительном корпусе двигателей; двух показывающих приборов ИВ-200, установленных на щитке мотоприборов и ВСУ.

Аппаратура ИВ-200Е работает на принципе электромагнитной индукции. В датчиках скорость линейной вибрации, действующей в вертикальном или горизонтальном направлении, преобразуется в электрическое напряжение, которое после усиления подается на указатель, измеряющий виброскорость в мм/с. Шкала указателя проградуирована от 0 до 100 с ценой деления 5 мм/с. Для удобства контроля на приборе нанесена риска предельного значения виброперегрузки двигателя (50 мм/с). Погрешность измерения виброскорости в нормальных условиях в диапазоне 30—60 мм/с не превышает $\pm 15\%$.

При увеличении виброскорости до (50 ± 10) мм/с одновременно на щитке мотоприборов и ВСУ загораются табло «Вибрация велика» и «Левый (Правый) двигатель», а на средней приборной доске пилотов загорается сигнальная лампа «Неисправность двигателя».

Для проверки исправности аппаратуры на щитке мотоприборов и ВСУ имеется кнопка «Контроль ИВ-200».

Аппаратура ИВ-200Е питается от сети переменного тока 115 В через предохранитель СП-1А, расположенный в РК 115 В. На усилителе предусмотрен штепсельный разъем для подключения аппаратуры контроля УПИВ-200 на земле.

Система сигнализации наличия стружки в масле установлена на каждом двигателе. Основным элементом системы является фильтр-сигнализатор, установленный в масляной полости центробежного воздухоотделителя ЦВО-ФС-30, расположенного на двигателе. При прохождении масла, содержащего металлические частицы (стружку), через секции фильтра-сигнализатора щелевые зазоры между секциями забиваются этими частицами и замыкают электрическую цепь. При

замыкании всех 20 секций фильтра-сигнализатора между собой одновременно на щитке мотоприборов и ВСУ в табло загораются окна «Стружка в масле» и «Левый (Правый) двигатель» и на средней приборной доске пилотов загорается сигнальная лампа «Неисправность двигателя».

Система сигнализации минимального давления масла предусмотрена на каждом двигателе. При падении давления масла до $1,6 \text{ кгс/см}^2$ срабатывает датчик МСТВ-1,6, установленный на маслопроводе при входе в двигатель. При этом одновременно на щитке мотоприборов и ВСУ в табло загораются окна «Давление масла мало» и «Левый (Правый) двигатель», а на средней приборной доске загорается сигнальная лампа «Неисправность двигателей».

Сигнализация засорения топливного фильтра предназначена для предупреждения экипажа о том, что питание двигателя происходит нефльтрованным топливом. При перепаде давления на фильтре, равного настройке датчика, установленного на нем, одновременно на щитке мотоприборов и ВСУ в табло загораются окна «Топливный фильтр засорен» и «Левый (Правый) двигатель», а на средней приборной доске загорается сигнальная лампа «Неисправность двигателя».

Система сигнализации опасной частоты вращения стартера предназначена для предупреждения экипажа о неотключении воздушного стартера и выходе его на повышенные частоты вращения при запуске двигателя. Сигнальная лампа «Обороты стартера велики» расположена на верхнем электрощитке пилотов. Лампа загорается при достижении выходным валом стартера $n_{\text{ст}} = (4800 + 200) \text{ об/мин}$ [$n_2 = (4900 + 200) \text{ об/мин}$].

Сигнализация положения повторных лопаток ВНА второго каскада компрессора двигателя предназначена для определения положения лопаток и осуществляется сигналь-

ной лампой «ВНА-10°», расположенной на средней приборной доске пилотов. При увеличении частоты вращения двигателя лампа гаснет при $n_2 = (79,0 \div 81,5) \%$. При уменьшении частоты вращения ротора второго каскада компрессора лампа вновь загорается при $n_2 = (77,0 \div 79,0) \%$, показывая, что лопатки ВНА переместились на угол -10° .

Сигнализация положения замка-синхронизатора реверсивного устройства состоит из микровыключателя, установленного на замке, и лампы с желтым светофильтром «Замок реверса», расположенной на средней приборной доске пилотов. При открытии замка лампа горит, при закрытии — лампа гаснет.

Сигнализация положения створок реверсивного устройства состоит из микровыключателя, установленного на двигателе, и лампы с зеленым светофильтром «Реверс включен», расположенной на средней приборной доске пилотов. При установке створок реверсивного устройства в положение обратной тяги (створки закрыты) лампа горит. При установке створок в положение прямой тяги лампа гаснет.

Система ограничения температуры ПРТ-35 предназначена для ограничения максимально допустимой температуры газа за турбиной двигателя. Для управления системой ПРТ-35, которой оборудован двигатель, на верхнем электрощитке пилотов установлены: выключатель питания системы; переключатель режимов ПРТ; лампа сигнализации отказа ПРТ. Усилитель регулятора температуры УРТ-19А-2Т каждого двигателя установлен в заднем багажнике.

Система ПРТ-35 имеет три режима работы: «Работа», «Контроль» и «Ограниченная срезка оборотов». Режим «Работа» — рабочий, при котором регулятор автоматически поддерживает температуру газа за турбиной не выше установленной задатчиком усилителя. Режимы «Конт-

роль» и «Ограниченная срезка оборотов» используются только на земле для проверки исправности ПРТ-35. Сигнальная лампа «Отказ» загорается при выходе из строя УРТ-19А-2Т. ПРТ-35 питается от сети постоянного тока через АЗС-5 «Запуск двигателя в воздухе» на левой панели АЗС.

Система защиты турбины (СЗТ) двигателя Д-30 II серии от перегрева при запуске на земле предназначена для автоматического прекращения запуска двигателя на земле при забросе температуры газов за турбиной выше 570°C по двум термопарам Т-112 открытого спая, вследствие чего срабатывание системы происходит по времени раньше, чем достигается предельно допустимая температура по штатному измерителю ИТ-2Т от термопар Т-99-1.

Работа системы СЗТ левого (правого) двигателя осуществляется следующим образом: при запуске двигателя главный переключатель запуска двигателей установлен в положение «Запуск левого двигателя». При нажатии кнопки запуска на реле включения СОТ-2 поступает сигнал $+27\text{ В}$ с панели АПД-55 левого двигателя. Реле срабатывая, замыкает свои контакты 2, 3 и 5, 6. Контакты 2 и 3 подготавливают цепь подачи питания на это реле через сигнализатор положения лопаток входного направляющего аппарата (ВНА). Через контакты 5 и 6 поступает питание на СОТ-2 от переключателя запуска двигателя. При достижении ротором компрессора высокого давления (КВД) частоты вращения (1500 ± 200) об/мин сигнализатор положения лопаток ВНА замыкает цепь и подает питание на реле, блокируя питание реле с панели АПД-55 левого двигателя.

Если во время запуска двигателя температура газов за турбиной повысится до уровня настройки датчика температуры ЗТ-570, срабатывает СОТ-2, выдавая сигнал $+27\text{ В}$ на промежуточное реле останова левого двигателя по предельной температуре. Промежу-

точное реле, замыкая свои контакты 2 и 3, становится на самоблокировку, через контакты 5, 6 и 8, 9 подключает электромагнитный клапан МКТ-372 насоса-регулятора НР-30АР левого двигателя, через контакты 11 и 12 подключает сигнальную лампу. При срабатывании клапана МКТ-372 прекращается подача топлива к форсункам камеры сгорания двигателя.

Отключение СЗТ (снятие питания с СОТ-2) производится переводом переключателя запуска двигателей в нейтральное положение при выходе двигателя на режим малого газа или автоматически при частоте вращения ротора КВД ($9400 \pm_{175}^{125}$) об/мин сигнализатором положения лопаток ВНА, который размыкает цепь подачи питания. В СЗТ предусмотрен режим контроля для проверки целостности цепей системы и агрегата СОТ-2. Контроль осуществляется на неработающем двигателе и в процессе запуска.

Перед запуском двигателей, при установке аккумулятора 12-САМ-55 проверить его зарядку, напряжение должно быть не менее 24 В при нагрузке 18—22 А. Перед установкой аккумулятора 20НКБН-25 на АЗС проверить его зарядку под нагрузкой током 100 А в конце 5-й секунды. Напряжение должно быть не ниже 23,8 В. Во избежание выхода из строя измерителей температуры ИТ-2Т, последние включаются через 5—8 с после включения преобразователей.

Система запуска двигателя ТА-8. Система — автономная, автоматизированная и обеспечивает запуск двигателя как на земле, так и в аварийной ситуации в полете. Запуск производится с помощью стартер-генератора ГС-12ТО. Автоматика запуска и переключение генератора ГС-12ТО со стартерного режима на генераторный обеспечивается автоматической панелью запуска АПД-30Б, панелью стартера-генератора ПСГ-6 и тахосигнальной аппаратурой ТСА-6М.

Для питания системы запуска необходимы источники энергии постоянного тока $27 \text{ В} \pm 10\%$, в качестве которых могут быть использованы: аэродромные источники, которые подключаются к бортовой сети через розетку ШРАП-500; использующиеся бортовые аккумуляторные батареи 12-САМ-55 или 20НКБН-25, в полете и на земле в случае отсутствия аэродромного источника. Система запуска обеспечивает: запуск двигателя на земле; холодную прокрутку двигателя; ложный запуск двигателя; запуск двигателя в полете; останов двигателя; автоматическое отключение двигателя.

В систему запуска двигателя ТА-8 входят следующие основные агрегаты:

стартер-генератор ГС-12ТО, в стартерном режиме обеспечивающий раскрутку ротора двигателя при запуске, а в генераторном режиме после запуска — питание электросети самолета постоянным током. Номинальная мощность генератора — 12 кВт;

автоматическая панель запуска АПД-30Б, обеспечивающая циклограмму запуска холодной прокрутки, контроль выхода на режим, контроль по предельным частотам вращения;

панель стартера-генератора ПСГ-6, обеспечивающая автоматическое управление стартером-генератором ГС-12ТО в стартерном режиме. Работа панели ПСГ-6 определяется командами от АПД-30Б;

агрегат зажигания СКНР-22-0,5А, служащий для подачи напряжения на свечи СПЭ-6;

свечи воспламенения камеры сгорания СПЭ-6, служащие для воспламенения топливовоздушной смеси в камере сгорания;

тахосигнальная аппаратура ТСА-6М, предназначенная для измерения частоты вращения двигателя ТА-8 и для выдачи в схему дистанционного управления двигателем четырех сигналов по $n = 45, 70, 90, 105\%$;

электромагнитные стоп-краны МКВ-251, предназначенные для подачи и отключения основного и пускового топлива.

При подготовке к запуску должен быть включен подкачивающий насос ЭЦН-45Б № 2 левого двигателя, включен главный выключатель, а переключатель «Запуск — Холодная прокрутка» установлен в положение «Запуск». В случае необходимости прекращение автоматического запуска и останов ВСУ осуществляется нажатием кнопки «Стоп».

При запуске ВСУ от аккумуляторной шины включается АЗС-15 «АГД, ПТ-200Ц». В этом случае ТСА-6М питается выпрямленным током от ПТ-200Ц (который запускается автоматически при установке переключателя «Запуск-Холодная прокрутка» в положение «Запуск» при запуске на земле и при нажатии на кнопку запуска в воздухе — при запуске в воздухе) через стабилизирующий выпрямитель и контакты реле «Питание ТСА-6М от ПТ-200Ц». После нажатия кнопки «Запуск» весь дальнейший процесс запуска двигателя регламентируется программным механизмом пусковой панели запуска АПД-30Б: на 0 вступает в работу агрегат зажигания СКНР-22-0,5А и панель стартера-генератора ПСГ-6. При этом питание на стартер-генератор ГС-12ТО подается через пусковое сопротивление, которое ограничивает пусковой ток;

на 2-й секунде шунтируется пусковое сопротивление стартера-генератора, стартер-генератор включается на полное напряжение и начинается интенсивная раскрутка ротора. Включается стоп-кран МКВ-251 пускового топлива;

на 6-й секунде включается стоп-кран МКВ-251 основного топлива, счетчик времени и запусков ВСУ, подается питание к усилителю регулятора температуры УРТ-28А-Т и в цепь возбуждения стартера-генератора ГС-12ТО включается регулятор тока панели ПСГ-6, который поддер-

живает постоянный ток, потребляемый генератором в стартерном режиме, чем обеспечивается постоянство вращающего момента на валу стартера-генератора;

по достижении двигателя $n = 70\%$ на 15-й секунде отключается агрегат зажигания СКНР-22-0,5А;

на $n = 70\%$ по сигналу аппаратуры ТСА-6М или на 32-й секунде ГС-12ТО отключается и переходит в генераторный режим;

по сигналу от ТСА-6М при достижении $n = 90\%$ выключается стоп-кран пускового топлива;

на 44-й секунде программный механизм панели запуска АПД-30Б приходит в исходное положение;

при достижении $n = 90\%$ или через 44 с включается реле, через контакты которого подается питание на лампу «Выход на режим», а далее с задержкой обесточивается реле, которое своими контактами подготавливает цепь включения генератора ВСУ на аварийную сеть и цепь управления заслонкой отбора воздуха на самолетные нужды.

При запуске от бортовых аккумуляторов подкачивающий насос № 2 включится после включения главного выключателя запуска ВСУ при условии включенного положения этого насоса. Разрешается: при запуске ВСУ от наземного источника постоянного тока производить подряд пять включений (запусков, холодных прокруток, ложных запусков) с интервалами по одной минуте, 15 мин перерыва и два повторных включения, затем охлаждение пускорегулирующей системы в течение 30 мин; при запуске от бортового аккумулятора производить три включения стартера-генератора для запусков с интервалами не менее 3 мин между включениями. После третьего включения, если запуск не удался, выяснить и устранить причину незапуска ВСУ. Аккумулятор полностью зарядить или заменить на заряженный.

Порядок системы запуска при холодной прокрутке двигателя ТА-8

отличается от режима запуска тем, что не включаются:

преобразователь тахометрической сигнальной аппаратуры ТСА-6М. При этом измеритель ИТА-6М показывает частоту вращения холодной прокрутки, получая сигналы от датчика ДТЭ-5Т;

усилитель регулятора температуры УРТ-28А-Т;

электромагнитные стоп-краны МКВ-251;

агрегат зажигания. В обмотку возбуждения генератора ГС-12ТО не включается регулятор тока панели ПСГ-6.

При холодной прокрутке двигатель должен выйти на частоту вращения не менее 20%. Цикл холодной прокрутки длится 32 с.

Порядок работы системы при ложном запуске двигателя ТА-8 отличается от режима запуска тем, что отключается агрегат зажигания СКНР-22-0,5 А путем выключения АЗСГ-10 «Зажигание ВСУ», расположенного в ЦРП.

При ложном запуске двигатель должен выйти на частоту вращения не ниже 20%.

Для остановки работающего двигателя или для прекращения запуска необходимо нажать кнопку «Стоп». При этом прекращается подача топлива путем отключения электромагнитных стоп-кранов МКВ-251 и автоматически закрывается заслонка регулятора отбора воздуха (если она была открыта). При прекращении запуска от кнопки «Стоп» обесточиваются якорная цепь стартер-генератора ГС-12ТО и агрегат зажигания.

В полете ВСУ разрешается запускать только в аварийной ситуации на высоте 3000 м и ниже по решению командира корабля. Разрешается полет с работающей ВСУ до высоты 4500 м при скорости $V_{кр} = 550$ км/ч.

Работа системы запуска двигателя в полете со щитка контроля и запуска ВСУ не отличается от запуска ВСУ на земле.

Тахосигнальная аппаратура ТСА-6М обеспечивает измерение частоты вращения ротора двигателя ТА-8 и выдачу в схему дистанционного управления двигателем сигналов по частоте вращения 45, 70, 90 и 105% (сигнал 45% не используется).

При достижении двигателем $n = 70\%$ или на 15-й секунде после нажатия кнопки запуска отключается система зажигания. При достижении двигателем $n = 70\%$ или через 32 с после нажатия кнопки запуска стартер-генератор переводится из стартерного режима в генераторный. При достижении двигателем $n = 90\%$ выключается стоп-кран пускового топлива, загорается сигнальная лампа «Выход на режим» и подготавливается цепь включения генератора на сеть и цепь управления электромеханизмом заслонки регулятора воздуха РВ-8В. При забросе частоты вращения турбокомпрессора двигателя выше $(105^{+3\%}_{-1\%})\%$ двигатель автоматически останавливается и загорается лампа «Предельные обороты».

Неисправность ТСА-6М определяется по загоранию лампы «Неисправность ТСА». В комплект аппаратуры ТСА-6М входят: измеритель частоты вращения ИТА-6М; преобразователь ПТА-6М. С аппаратурой ТСА-6М взаимодействует датчик частоты вращения ДТЭ-5Т. Преобразователь ПТА-6М питается от сети постоянного тока с левой панели АЗС через контакты главного выключателя посредством переключателя «Запуск — Холодная прокрутка» или от преобразователя ПТ-200Ц выпрямленным током при запуске от аккумулятора.

Измеритель температуры ТСТ-2 предназначен для визуального контроля температуры газов за турбиной. Измеритель работает в комплекте с термопарами Т-101, которые установлены на выхлопном сопле двигателя.

Усилитель регулятора температуры УРТ-28А-Т предназначен для автоматического ограничения темпера-

туры выходящих газов (в пределах до $T=670^{\circ}\text{C}$) путем выдачи сигналов на ограничение количества отбираемого воздуха при установке переключателя управления механизмом отбора воздуха в положение «Автомат».

При забросе температуры газов до $(790 \pm 35)^{\circ}\text{C}$ для УРТ-28А-Т или до $(745 \pm 25)^{\circ}\text{C}$ для УРТ-28А-Т серии 02 усилитель выдает сигнал на останов двигателя и включает сиг-

нальную лампу «Предельная температура». Работает в комплекте с термомпарами $T=101$, установленными на двигателе.

Счетчик 726А предназначен для определения числа запусков и времени работы двигателя ТА-8. Счетчика 726А питается от шины аккумуляторов, РАП и ВСУ в ЦРП и защищен через АЗС-15 «Топливные клапаны ВСУ и ПСГ», установленный там же, в ЦРП.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Глава 1. Общие сведения	3	3.6. Система управления закрылками	100
1.1. Краткие сведения о конструкции самолета	3	3.7. Система управления интерцепторами	104
1.2. Геометрические данные	4	3.8. Система управления стабилизатором	105
1.3. Нивелирование самолета	6	3.9. Гидравлическая система	107
1.4. Краткие сведения по летным ограничениям	13	3.10. Система сжатого воздуха	120
1.5. Общие технические условия на текущий ремонт планера	15	3.11. Шасси	121
Глава 2. Планер и его агрегаты	17	3.12. Системы кондиционирования, противообледенения крыла, киля и двигателя.	145
2.1. Фюзеляж	17	3.13. Система автоматического регулирования давления воздуха в гермокабине	153
2.2. Крыло	34	3.14. Топливная система	157
2.3. Гондолы шасси	54	3.15. Система маслопитания	162
2.4. Закрылки	56	3.16. Сантехническое оборудование	164
2.5. Шторки закрылков	59	3.17. Система управления двигателями	166
2.6. Интерцепторы	62	Глава 4. Авиационное и радиоэлектронное оборудование	172
2.7. Элероны	64	4.1. Системы электроснабжения	172
2.8. Хвостовое оперение	68	4.2. Радиоэлектронное оборудование	198
Глава 3. Самолетные системы	82	4.3. Электрифицированные системы органов управления самолета	208
3.1. Система управления самолетом	82	4.4. Аэронавигационное оборудование и бортовые системы управления полетом	217
3.2. Система управления рулем высоты	86	4.5. Электрооборудование шасси и гидравлической системы	228
3.3. Система управления рулем направления	89	4.6. Системы измерения заправки и расхода топлива	238
3.4. Система управления элеронами	95	4.7. Система пожаротушения	245
3.5. Система управления механизмами стопорения рулей и элеронов	98	4.8. Противообледенители	246
		4.9. Электрооборудование высотной системы	251
		4.10. Кислородное оборудование	258
		4.11. Система запуска и контроля силовых установок	259

НИКОЛАЙ АЛЕКСЕЕВИЧ СЕМЕНОВ,
ВАЛЕНТИН ТИМОФЕЕВИЧ СОЛОВЕЙ,
ВЛАДИМИР ПАВЛОВИЧ ФАДЕЕВ,
ВИКТОР ГРИГОРЬЕВИЧ ЗАПОРОЖЧЕНКО,
АЛЕКСАНДР ФЕДОРОВИЧ ВАХИТОВ

САМОЛЕТ ТУ-134А. ОСОБЕННОСТИ
ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Переплет художника *Н. Н. Аникушина*
Технический редактор *Л. Г. Дягилева*
Корректор-вычитчик *В. Я. Кинареевская*
Корректор *Н. В. Каткова*
Н/К

Сдано в набор 10.05.84. Подписано в печать
17/XII-84. Т-23834. Формат $70 \times 100^{1/16}$ Бум.
тип. № 2. Гарнитура литературная. Офсет-
ная печать. Усл. печ. л. 22.1. Усл. кр.-отт. 22.34
Уч.-изд. л. 24.04. Тираж 5000 экз. Заказ. 264.
Цена 1 р. 40 к. Изд. № 3—3—1/17 № 2712

Ордена «Знак Почета»
издательство «Транспорт»,
103064, Москва, Басманный туп., 6а

Московская типография № 4
Союзполиграфпрома при Государственном
Комитете СССР по делам издательств,
полиграфии и книжной торговли.
129041, Москва, Б. Переяславская ул., д. 46.

Государственный комитет СССР по делам издательств,
полиграфии и книжной торговли

ОРДЕНА «ЗНАК ПОЧЕТА» ИЗДАТЕЛЬСТВО «ТРАНСПОРТ»

Имеются в продаже книги:

Крылов К. А., Хаймзон М. Е. Долговечность узлов трения самолетов.— 1976.— 183 с.— 1 р. 29 к.

Крючков А. А. Грузовые перевозки на воздушном транспорте СССР.— 1983.— 232 с.— 1 р. 10 к.

Кузнецов А. А. и др. Эксплуатация средств управления воздушным движением: Справочник.— 1983.— 256 с.— 1 р. 60 к.

Олянюк П. В. и др. Радионавигационные устройства и системы в гражданской авиации.— 1983.— 320 с.— 1 р. 10 к.

Павловский Н. И., Петров К. В. Ремонт вспомогательных силовых установок самолетов.— 1981.— 256 с.— 1 р. 10 к.

Хаймзон М. Е., Кораблев А. И. Работоспособность авиационных зубчатых соединений.— 1983.— 176 с.— 70 к.

Заказы принимаются

отделениями издательства «Транспорт», центральным магазином «Транспортная книга» (107078, Москва, Садовая Спасская ул., д. 21). Отдел «Книга — почтой» указанного магазина (103114, Москва, 1-й Павелецкий пр., д. 1/42, корп. 2) и отделения издательства высылают литературу наложенным платежом.

Государственный комитет СССР по делам издательств,
полиграфии и книжной торговли

ОРДЕНА «ЗНАК ПОЧЕТА» ИЗДАТЕЛЬСТВО «ТРАНСПОРТ»

Готовятся к изданию книги:

Буриченко Л. А. Охрана труда в гражданской авиации: Учебник для вузов. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Транспорт, 1985 — 20 л. — В пер.: 1 р. 10 к. 15 000 экз.

Изложены основы законодательства по охране труда, технике безопасности, требования производственной санитарии к предприятиям и эксплуатационным подразделениям гражданской авиации.

2-е издание дополнено новыми материалами по технике безопасности при техническом обслуживании, ремонте и летной эксплуатации; переработано с учетом нормативных положений и стандартов стран СЭВ.

1-е издание вышло в 1978 г.

Для студентов вузов гражданской авиации; может быть полезен инженерно-техническим работникам авиапредприятий.

Лигум Т. И., Скрипниченко С. Ю., Шишмарев А. В. Аэродинамика самолета Ту-154Б. — М.: Транспорт, 1985. — 22 л. — В пер.: 1 р. 50 к.

Изложены вопросы аэродинамики, летной эксплуатации, устойчивости и управляемости, связанные с обеспечением высокого уровня безопасности полетов. Рассмотрены способы экономии топлива за счет оптимальных методов пилотирования.

Для летного и инженерно-технического состава гражданской авиации, может быть полезна слушателям учебно-тренировочных отрядов.

Заказы принимаются

отделениями издательства «Транспорт», центральным магазином «Транспортная книга» (107078, Москва, Садовая Спасская ул., д. 21). Отдел «Книга — почтой» указанного магазина (113114, Москва, 1-й Павелецкий пр., д. 1/42, корп. 2) и отделения издательства высылают литературу наложенным платежом.