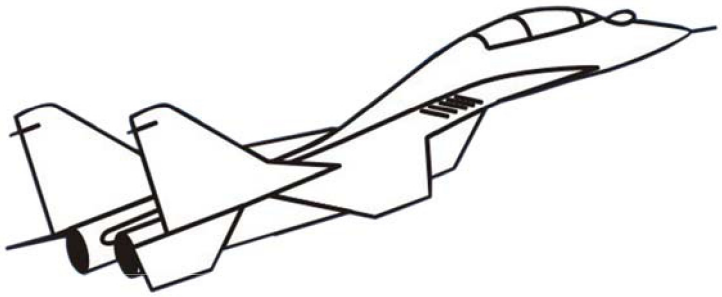
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

В.В.САНЬКО, И.Е.ТОРМОЗОВ, В.И.ЯЦЕНКО

СРЕДСТВА АВАРИЙНОГО ПОКИДАНИЯ САМОЛЕТА МиГ-29



С А М А Р А 2010

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РФ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

В.В.САНЬКО, И.Е.ТОРМОЗОВ, В.И.ЯЦЕНКО

СРЕДСТВА АВАРИЙНОГО ПОКИДАНИЯ САМОЛЕТА МиГ-29

Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия

САМАРА
Издательство СГАУ
2010

УДК СГАУ: 629.7(075)
ББК 68.53
С 189

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. Г. И. Л е о н о в и ч,
канд. техн. наук, доц. А. Н. Н и к и т и н

Санько В.В.

С 189 **Средства аварийного покидания самолета МиГ-29:** учеб. пособие / *В.В. Санько, И.Е. Тормозов, В.И. Яценко.* – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2010. – 112 с.

ISBN 978-5-7883-0748-0

Рассмотрено назначение, состав, особенности конструкции и эксплуатации средств аварийного покидания самолета МиГ-29.

Предназначено для инженерно-технического состава, эксплуатирующего самолет МиГ-29, а также для студентов вузов, обучающихся по военно-учетным специальностям ВВС.

УДК СГАУ: 629.7(075)
ББК 68.53

ISBN 978-5-7883-0748-0

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2010

ОГЛАВЛЕНИЕ

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ 5
ВВЕДЕНИЕ 6
1. ФОНАРЬ 8
1.1. Общие сведения о фонаре 8
1.2. Конструкция фонаря 9
1.3. Эксплуатационная система управления фонарем 11
1.3.1. Общие сведения 11
1.3.2. Цилиндр подъема фонаря 19
1.3.3. Кран управления фонарем 20
1.3.4. Цилиндр управления 22
1.3.5. Блокирующий клапан 23
1.3.6. Редуктор воздушный РВ-2Т 25
1.3.7. Воздушный клапан 26
1.3.8. Шланг герметизации 27
1.3.9. Кран аварийной разгерметизации кабины 28
1.4. Самолетная пиромеханическая система 29
1.4.1. Сброс фонаря 30
1.4.2. Агрегаты пиромеханической системы 34
1.4.3. Наземные предохранители пиромеханической системы 45
2. КАТАПУЛЬТНОЕ КРЕСЛО К-36ДМ СЕРИИ 2 47
2.1. Общие сведения о катапультном кресле К-36ДМ 47
2.2. Описание катапультного кресла К-36ДМ серии 2 50
2.2.1. Состав и устройство 50
2.2.2. Пирокомплект 56
2.2.3. Органы управления креслом 58
2.3. Работа катапультного кресла К-36ДМ серии 2 58
2.3.1. Работа при вытягивании поручней катапультирования 58
2.3.2. Движение в направляющих рельсах 63
2.3.3. Полет по траектории 64
2.3.4. Ввод парашюта и разделение кресла 64
2.4. Назначение, состав и работа систем катапультного кресла К-36ДМ серии 2 65
2.4.1. Сиденье 65
2.4.2. Комбинированный стреляющий механизм 67
2.4.3. Коробка механизмов 79
2.4.4. Заголовник 82

2.4.5. Система управления катапультированием 84
2.4.6. Система фиксации 88
2.4.7. Система стабилизации 92
2.4.8. Система дополнительной защиты от воздушного потока 92
2.4.9. Система ввода парашюта и разделения кресла 95
2.4.10. Система регулирования сиденья по росту 98
2.4.11. Кислородная система 98
2.4.12. Спасательная система 102
2.4.13. Носимый аварийный запас 104
2.4.14. Наземные предохранители механизмов катапультного кресла 106
3. МЕРЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ РАБОТ ПО САПС 110
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ 112

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АТ – авиационная техника
БКО – блок кислородного оборудования
ВС – воздушное судно
ВСС – внутрикабинная система сигнализации
ИКРД – измерительный комплекс реле давления
ИПС – индивидуальная подвесная система
КЗДП – крупнозернистый дымный порох
КП – кислородный прибор
КПА – катапультный парашютный автомат
КСМУ – комбинированный стреляющий механизм универсальный
МВП – механизм ввода парашюта
МПС – механизм подъема сиденья
НАЗ – носимый аварийный запас
ОРК – объединенный разъем коммуникаций
ОЧФ – откидная часть фонаря
ПВ – патрон-воспламенитель
ПВД – приемник воздушного давления
ПЗ – пороховой заряд
ППК – парашютный полуавтомат катапультирования
ППУ – противоперегрузочное устройство
ПСН – плот спасательный надувной
ПСУ – парашют спасательный универсальный
САПС – средства аварийного покидания самолета
СП – стабилизирующий парашют
ЦСО – центральный сигнальный огонь

ВВЕДЕНИЕ

Средства аварийного покидания самолета предназначены для спасения экипажа в аварийной ситуации.

Средства аварийного покидания самолета МиГ-29 включают в себя фонарь кабины, пиромеханическую систему управления сбросом фонаря и катапультированием летчика и катапультное кресло К-36ДМ.

Катапультное кресло предназначено для размещения летчика в кабине самолета, удобства управления самолетом в полете и для безопасного покидания самолета летчиком в аварийной ситуации.

Защита летчика от возникающих при катапультировании перегрузок и воздействия скоростного напора воздуха обеспечивается высотным снаряжением летчика, принудительной фиксацией его в кресле с ограничением разброса рук и мягкими захватами опор, устойчивой стабилизацией кресла в процессе катапультирования, а при катапультировании на скорости более 800…900 км/ч – дефлектором системы дополнительной защиты от воздушного потока.

Для поддержания жизнедеятельности летчика и обеспечения его поиска после катапультирования на кресле установлен носимый аварийный запас НАЗ-7М и автоматический радиомаяк КОМАР-2М.

Самолетная пиромеханическая система обеспечивает открытие аварийных замков фонаря и подброс его откидной части как при катапультировании, так и при автономном сбросе фонаря без катапультирования.

Катапультирование осуществляется летчиком путем вытягивания вверх сдвоенной ручки включения системы катапультирования, расположенной на передней стенке чашки кресла, после чего автоматически срабатывают в требуемой последовательности системы аварийного сброса фонаря и катапультного кресла вплоть до ввода в действие спасательного парашюта, чем обеспечивается высокая надежность спасения летчика.

Настоящее учебное пособие содержит краткое техническое описание фонаря, эксплуатационной и аварийной систем управления фонарем и катапультного кресла К-36ДМ серии 2, обеспечивающего в сочe-

тании с защитным снаряжением и бортовым оборудованием системы аварийного покидания самолета надежное спасение члена экипажа катапультированием.

Катапультное кресло К-36ДМ серии 2 – модифицированный вариант катапультного кресла К-36ДМ, отличающийся в основном применением спасательной системы ПСУ-36 серии 2 с индивидуальной подвесной системой ИПС-72, системы стабилизации СП-36 серии 2, носимого аварийного запаса НАЗ-7М и кислородной системы с блоком БКО-3.В2, размещенной в профилированной крышке сиденья, и объединенным разъемом коммуникаций ОРК-11У.

Комплекс средств индивидуального жизнеобеспечения и аварийного спасения летчика для самолета, обладающего широкими диапазонами скоростей и высот полета, высокой маневренностью, должен обеспечить высокую работоспособность летчика при выполнении им профессиональных задач, в т.ч. в экстремальных условиях (высокоманевренный бой, разгерметизация кабины и т.п.), и обеспечить безопасность катапультирования при аварийной ситуации во всем диапазоне применения воздушного судна.

Созданное ОКБ «Звезда» катапультное кресло К-36 и ряд его модификаций, по признанию специалистов, в том числе иностранных, обладает лучшими в мире техническими характеристиками.

1. ФОНАРЬ

1.1. Общие сведения о фонаре

Фонарь кабины предназначен для закрытия герметической кабины, защиты летчика от воздействия воздушного потока, обеспечения нормального обзора в полете и на земле.

Конструктивно фонарь выполнен в виде передней неподвижной части – козырька, жестко закрепленного на корпусе самолета, и откидной части фонаря (ОЧФ), открывающейся в процессе повседневной эксплуатации вверх – назад против полета.

Остекление козырька фонаря – силикатный триплекс цилиндрической формы, склеенный из двух листов стекла общей толщиной 16 мм и заделанный в металлический каркас.

Стекло ОЧФ двояковыпуклое, изготовлено из одного листа термостойкого органического ориентированного стекла марки АО-120 толщиной 9 мм, обрамленное жестким металлическим каркасом.

Фонарь оборудован эксплуатационной системой управления ОЧФ и отдельной, независимой от эксплуатационной, аварийной системой сбрасывания ОЧФ.

Эксплуатационная система управления в повседневной эксплуатации обеспечивает приподъем, подъем (полное открытие) и опускание ОЧФ, закрепление ее на фюзеляже специальными замками и герметизацию кабины, что осуществляется соответствующим оборудованием и агрегатами за счет энергии сжатого воздуха, поступаемого из самолетной системы.

Управляется эксплуатационная система специальной ручкой, расположенной в подфонарной панели на левой стороне кабины и соединенной с краном управления фонарем.

С наружной стороны кабины эксплуатационная система может управляться другой ручкой, расположенной в углублении левой (по полету) подфонарной панели, которая запирается кнопкой. Чтобы вывести ручку в рабочее положение, надо нажать кнопку.

С краном управления фонарем ручка соединяется шлицевым соединением, которое разъединяется при уборке ручки в углубление.

При помощи аварийной системы ОЧФ может быть сброшена автоматически при катапультировании от сдвоенной ручки управления катапультированием или автономно, без катапультирования, но от отдельной ручки, расположенной на правой стороне кабины ниже подфонарной панели.

Система аварийного сбрасывания ОЧФ применяется только в особых случаях. При этом открытие аварийных замков связи фонаря с фюзеляжем и принудительный подброс ОЧФ при ее сбросе (при помощи агрегатов, тяг и качалок аварийной системы) осуществляется энергией пороховых газов пиромеханической системы, которая срабатывает как при катапультировании, так и при автономном сбросе фонаря.

Фонарь оборудован электрической системой обогрева передней части стекла козырька для предотвращения его обледенения снаружи.

С целью исключения запотевания стекол внутри кабины, по периметру нижней части фонаря, установлены коллекторы обдува остекления фонаря горячим воздухом, отбираемым от компрессора двигателя.

Для вентиляции кабины при рулении или дежурстве самолета ОЧФ можно приоткрыть (по передней дуге) путем перевода ручки управления фонарем в среднее (промежуточное) положение. Приоткрытое положение фонаря при рулении допускается на скорости до 30 км/ч.

Для разгерметизации кабины в полете в случае появления дыма или запотевания остекления фонаря в кабине установлен кран аварийной разгерметизации.

1.2. Конструкция фонаря

Козырек фонаря состоит из жесткого каркаса, в который заделано стекло (силикатный триплекс) цилиндрической формы. Каркас козырька болтами неподвижно прикреплен к корпусу самолета.

Крепление остекления к каркасу козырька по периметру выполнено при помощи накладок болтами (рис. 1, сеч. А-А), а по заднему обрезу накладкой, притянутой винтами к каркасу (место I).

Зазор между остеклением и внутренней окантовкой каркаса козырька заполнен герметиком, который компенсирует температурные и механические перемещения остекления.

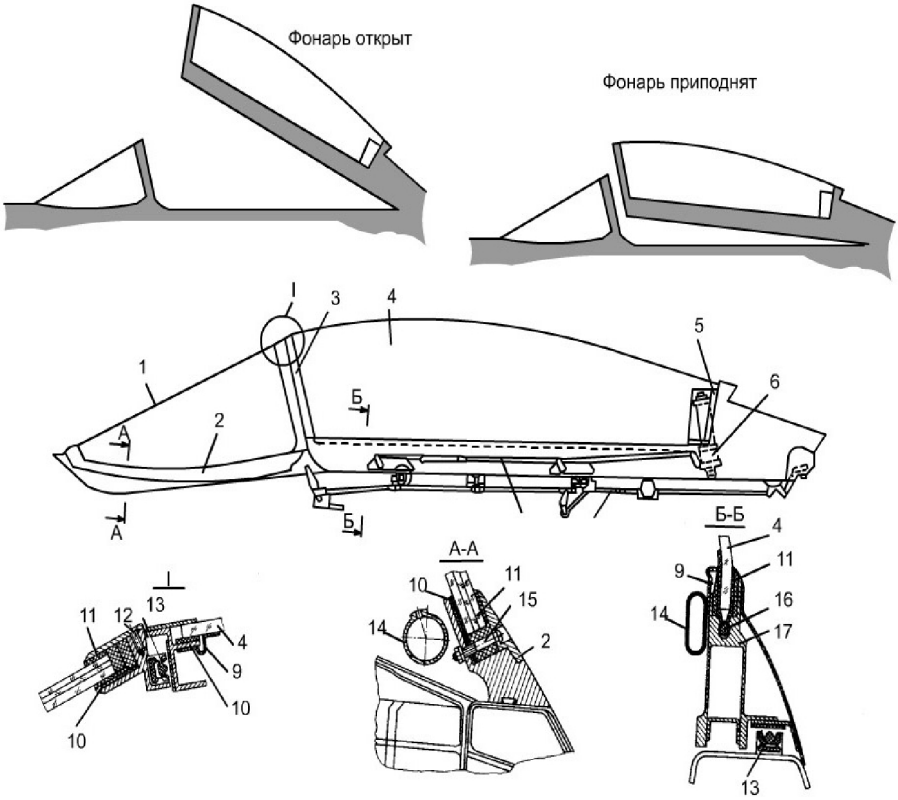


Рис. 1. Конструкция фонаря:
1 – стекло козырька; 2 – каркас козырька; 3 – передний обод фонаря; 4 – стекло ОЧФ; 5 – задний обод фонаря; 6 – цилиндр подъема ОЧФ; 7 – эксплуатационная система управления замками фонаря; 8 – система аварийных замков; 9 – резиновый профиль; 10 – герметик; 11 – лавсановая лента; 12 – винт; 13 – шланг герметизации; 14 – трубы обдува остекления фонаря; 15 – болт; 16 – шомпол; 17 – профиль продольной балки

ОЧФ представляет собой жесткий каркас, в который заделано органическое стекло.

Каркас состоит из двух боковых продольных балок, передней и задней дуг.

Силовое крепление стекла к боковым продольным балкам каркаса осуществлено в профилях балок лавсановыми лентами 11. Ленты приклеены к стеклу и образуют внизу петлю, которая заводится в специальную полость профиля и закрепляется в ней шомполом 16.

Герметизация стекла обеспечивается резиновыми профилями 9, которые герметиком приклеиваются к каркасу и стеклу с внутренней стороны фонаря (место I).

По переднему и заднему обрезам стекло крепится к дугам каркаса лавсановыми лентами.

1.3. Эксплуатационная система управления фонарем

1.3.1. Общие сведения

Эксплуатационная система управления ОЧФ (рис. 2) приводится в действие энергией сжатого воздуха из самолетной сети и обеспечивает приподъем, подъем и опускание ОЧФ на корпус самолета, закрепление ее на корпусе специальными замками, герметизацию ОЧФ со смежными частями козырька фонаря и корпуса, а также сигнализацию незакрытого на замки положения откидной части.

Приподъем, подъем и опускание ОЧФ производятся цилиндром подъема фонаря, который сжатым воздухом поднимает или опускает фонарь, в зависимости от положения ручки крана управления фонарем.

В закрытом положении закрепление ОЧФ на корпусе самолета выполнено при помощи четырех крюков 6 (рис. 3), установленных в подфонарных панелях кабины (по два крюка с левой и правой стороны), которые входят в петли 7 четырех ответных аварийных замков, смонтированных в продольных балках каркаса ОЧФ.

Запирающие крюки 6 замков соединены между собой через качалки тягами эксплуатационной системы, которая приводится в движение штоком силового цилиндра управления замками 9 за счет сжатого воздуха, поступающего в него из самолетной сети через кран 3 управления фонарем.

В открытом положении ОЧФ удерживается цилиндром подъема (при наличии давления воздуха в сети) и осью вращения 15, которая снизу опирается на два кронштейна 13 корпуса самолета, а сверху перекрыта двумя поворотными кулачками 12.

Сцепление оси вращения фонаря с корпусом самолета при помощи кулачков 12 происходит в процессе его открытия, а расцепление – в процессе закрытия фонаря.

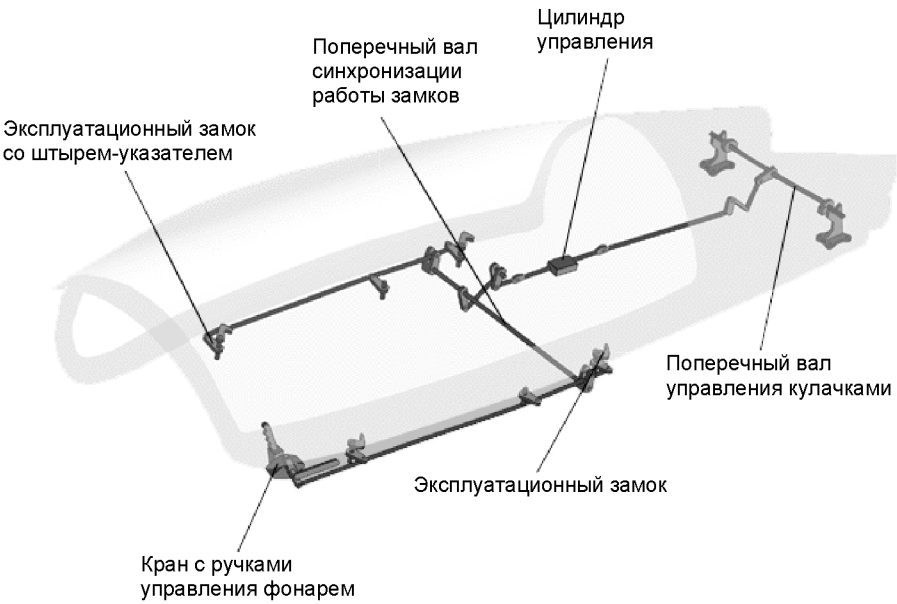


Рис.2. Эксплуатационная система управления откидной частью фонаря

Управляются поворотные кулачки через качалки и тяги эксплуатационной системы одновременно с открытием или закрытием эксплуатационных замков фонаря, при этом:

- если замки закрыты, то кулачки повернуты в вертикальное положение; следовательно ось вращения фонаря открыта и не связана с корпусом самолета;
- если замки открыты, а ОЧФ приоткрыта, то кулачки поворачиваются в горизонтальное положение, перекрывая ось вращения фонаря сверху и сцепляя ее с корпусом самолета.

Система управления фонарем включает в себя кран управления, цилиндр подъема, отсечной кран цилиндра подъема, цилиндр управления замками, блокирующий клапан, редуктор с обратным и предохранительным клапанами, кран аварийной разгерметизации и шланг герметизации.

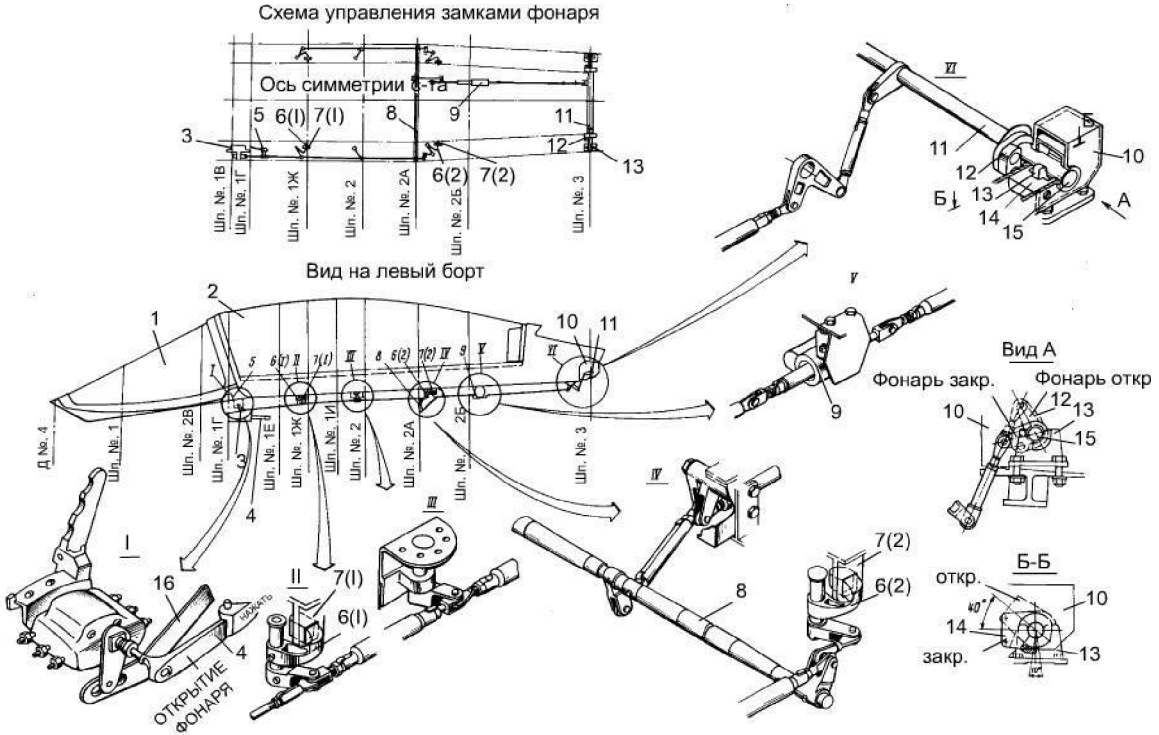


Рис. 3. Эксплуатационная система управления фонарем:

1 – козырек фонаря; 2 – ОЧФ; 3 – кран управления; 4 – внешняя ручка управления; 5 – внутренняя ручка управления; 6 – запирающие крюки эксплуатационных замков; 7 – петли замков; 8 – поперечный вал синхронизации работы замков; 9 – силовой цилиндр управления замками; 10 – узел связи задней части фонаря с корпусом самолета; 11 – поперечный вал управления кулачками оси вращения фонаря; 12 – запирающий кулачок; 13 – опора оси вращения; 14 – упор фонаря в открытом положении; 15 – ось вращения фонаря; 16 – тяга с прорезью механического открытия замков фонаря

КОНТРОЛЬ НЕЗАПЕРТОГО ПОЛОЖЕНИЯ замков фонаря осуществляется системой «ЭКРАН», аппаратурой воспроизведения речевых сообщений, системой ВСС (внутрикабинной системой сигнализации) и механическим указателем, установленным на правой по полету стороне подфонарной панели.

При незапертом фонаре механический указатель выступает за пределы подфонарной панели, на индикаторе «ЭКРАНА» появится информация «ЗАПРЕТ ВЗЛЕТА», а при нажатии кнопки «ЭКРАН-ВЫЗОВ» – «ФОНАРЬ ЗАПРИ»; одновременно высвечиваются в проблесковом режиме лампа-кнопка ЦСО (центральный сигнальный огонь), сигнализатор «ЗАПРИ ФОНАРЬ» красного цвета. Световая и речевая информация отключается только после закрытия фонаря, при этом механический указатель должен быть утоплен заподлицо с подфонарной панелью. Система приводится в действие перемещением ручки управления фонарем, расположенной на левом борту кабины на подфонарной балке. Наружная ручка служит для открывания и закрывания фонаря при обслуживании самолета, внутренняя – для открывания и закрывания фонаря из кабины на земле.

В системе используется воздух с давлением 63±8,5 кгс/см^2. Действует система автоматически при переводе ручки управления фонарем в любое из трех положений:

Первое положение – фонарь опущен, замки закрыты, шланг герметизации надут.

Второе положение – фонарь приподнят, замки открыты, шланг герметизации не надут.

Третье положение – фонарь полностью поднят, замки открыты, шланг герметизации не надут.

Кран управления фонарем имеет следующие полости: приподъема, подъема и стравливания воздуха в атмосферу.

Для опускания ОЧФ и запирания ее на корпусе самолета ручку управления фонарем (внутреннюю или наружную) необходимо перевести в крайнее переднее положение.

Система управления фонарем (рис. 4) в этом положении крана сработает в следующем порядке:

а) воздух стравливается в атмосферу через стравливающий клапан крана из следующих агрегатов системы:

- из межпоршневой полости цилиндра подъема фонаря через штуцер В (т.е. из полости подъема);
- из полости цилиндра управления через штуцер Б и из нижней полости блокирующего клапана через штуцер В;
- из полости под верхним поршнем цилиндра приподъема фонаря через штуцер Б;

б) ОЧФ плавно опускается на корпус самолета под действием воздуха, постоянно поступающего из сети в нижнюю полость цилиндра подъема фонаря через штуцер А;

в) фонарь опускается, нажимает на шток блокирующего клапана; при этом воздух, постоянно поступающий из сети через штуцер Б блокирующего клапана, перепускается к штуцеру А цилиндра управления;

г) шток цилиндра управления, перемещаясь под давлением подведенного к нему воздуха, передвигает связанную с ним систему управления эксплуатационными замками на закрытие, при этом:

- крюки эксплуатационных замков, проходя сквозь отверстия петель аварийных замков, запирают фонарь на подфонарной панели корпуса самолета;
- кулачки задних узлов 11 поворачиваются, раскрывая ось вращения ОЧФ от связи с корпусом самолета.

д) в конце хода системы управления замками на закрытие рычаг штока цилиндра управления нажимает на клапан герметизации (у штуцера Д цилиндра управления) и перепускает воздух к редуктору РВ-2Т. Отредуцированный до давления $2^{+0,55}_{-0,2}$ кгс/см^2, воздух поступает в клапан и через кран аварийной разгерметизации – в шланг герметизации фонаря;

е) в самом конце хода упор, закрепленный на тяге правого переднего эксплуатационного замка, нажимает на шток микровыключателя 5 (рис. 4), отключает сигнализацию незапертого положения фонаря, что свидетельствует о закрытии замков фонаря и герметизации кабины.

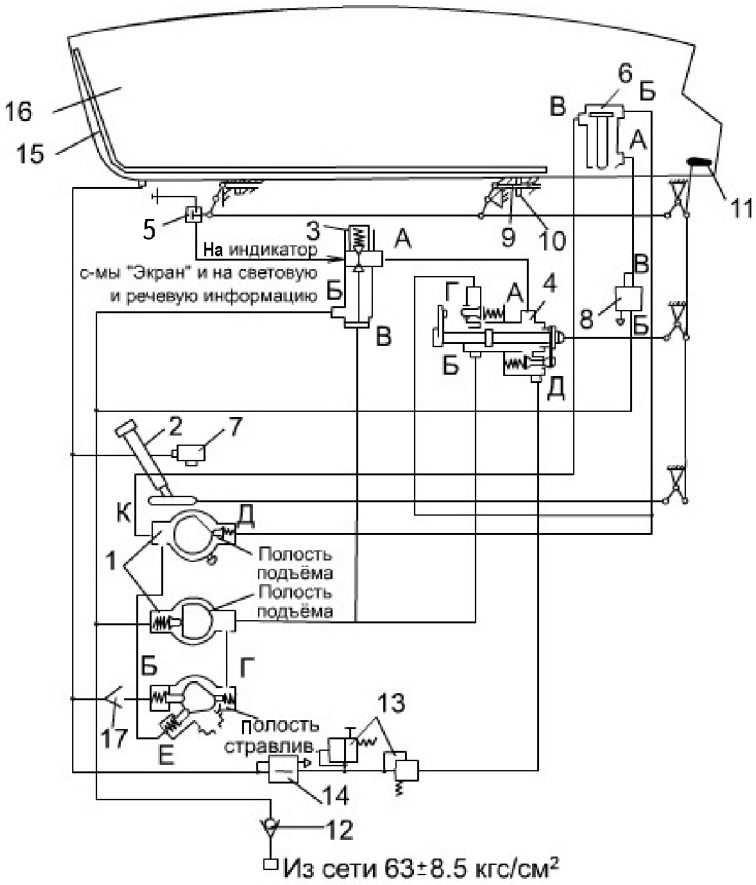


Рис. 4. Принципиальная схема воздушной системы управления фонарем:
1 – кран управления фонарем; 2 – ручка управления фонарем; 3 – блокирующий клапан; 4 – цилиндр управления; 5 – микровыключатель; 6 – цилиндр подъема фонаря; 7 – стравливающий клапан; 8 – отсечной клапан; 9 – крюк, запирающий замок; 10 – петля замка; 11 – задний узел связи фонаря с корпусом самолета; 12 – обратный клапан; 13 – клапан воздушный и редуктор РВ-2Т; 14 – кран аварийной разгерметизации; 15 – шланг герметизации; 16 – стекло ОЧФ; 17 – обратный клапан

Открытие фонаря производится плавным, за 2-3 с, переводом ручки управления фонарем вначале в положение «ПРИПОДЪЕМ», а затем в положение «ПОДЪЕМ».

При переводе ручки управления фонарем в положение «ПРИПОДЪЕМ» происходит следующее:

а) стравливается воздух из шланга герметизации;

б) воздух из сети, через полость приподъема крана управления фонарем, приводится к штуцеру Б полости цилиндра управления и к нижнему штуцеру его блокирующего клапана;

в) одновременно воздух подается под блокирующий клапан, внутри которого поднимается шток и перепускает воздух из цилиндра управления через штуцер, а на стравливание через дренажные отверстия в корпусе блокирующего клапана;

г) шток цилиндра управления, перемещаясь под давлением воздуха, подведенного к его поршню, передвигает систему управления эксплуатационными замками на открытие, при этом:

- крюки эксплуатационных замков выходят из петель аварийных замков и освобождают фонарь от связи с подфонарной панелью;
- в конце хода системы управления замками на открытие после выхода штырей из петель аварийных замков (при этом ось вращения фонаря 15 (см. рис. 3) запирается кулачком 12), рычаг штока цилиндра управления нажимает на запирающий клапан (у штуцера цилиндра) и воздух поступает в полость приподъема цилиндра подъема фонаря и одновременно в полость подъема крана управления фонарем;

д) давление воздуха, поступающего в верхнюю полость цилиндра подъема фонаря, преодолевается за счет разности площадей поршней давления воздуха, постоянно подводимого в нижнюю полость цилиндра подъема.

Верхний поршень цилиндра подъема фонаря перемещается до упора и ОЧФ поворачивается на угол, обусловленный ходом нижнего поршня.

При переводе ручки управления фонарем в положение «ПОДЪЕМ» дополнительно к предыдущему происходит следующее:

а) воздух, ранее подведенный к полости подъема крана управления фонарем, поступает через нее в межпоршневое пространство цилиндра подъема фонаря;

б) цилиндр подъема, передвигаясь вверх до упора, полностью поднимает (поворачивает) ОЧФ.

В открытом положении ОЧФ удерживается цилиндром подъема.

На случай отсутствия воздуха в самолетной сети конструкцией предусмотрена механическая система открытия эксплуатационных замков ОЧФ.

С этой целью ручка управления фонарем соединена с эксплуатационной системой управления замками специальной тягой 16 (см. рис. 3). На одном конце указанной тяги имеется продольная прорезь, в которую входит поводок рычага, жестко закрепленного на оси ручки управления фонарем. Другой конец тяги шарнирно закреплен на передней левой качалке системы управления замками.

Для открытия замков фонаря, в случае отсутствия воздуха в самолетной системе, ручку управления фонарем надо перевести в крайнее заднее положение. Движение системы управления замками на открытие происходит в этом случае за счет усилия руки через ручку управления, рычаг и специальную тягу 16 (с прорезью). После открытия замков ОЧФ необходимо поднять руками и зафиксировать ее штангой открытого положения фонаря.

Закрытие замков ручкой управления фонарем при отсутствии давления воздуха в самолетной системе конструктивно не предусмотрено, так как при движении ручки вперед (от себя) поводок рычага скользит по прорези тяги и не передает движения системе управления замками.

Подъем фонаря снаружи кабины, после открытия эксплуатационных замков (в случае отсутствия давления воздуха в цилиндре подъема фонаря), производится ручкой, размещенной слева на внешнем каркасе фонаря. В убранном положении эта ручка находится в гнезде каркаса фонаря и застопорена кнопкой.

Система управления замками и герметизация фонаря считаются подготовленными для взлета только при условии, если замки фонаря полностью закрыты и фонарь загерметизирован, а сигнализация незапертого положения фонаря отсутствует.

1.3.2. Цилиндр подъема фонаря

Цилиндр подъема фонаря предназначен для подъема, приподъема и опускания ОЧФ.

Составными частями цилиндра является корпус (рис.5), на котором расположено поворотное кольцо с пазом для соединения цилиндра с цапфой ОЧФ, плавающий поршень, силовой шток с поршнем и ухом для крепления цилиндра к корпусу самолета.

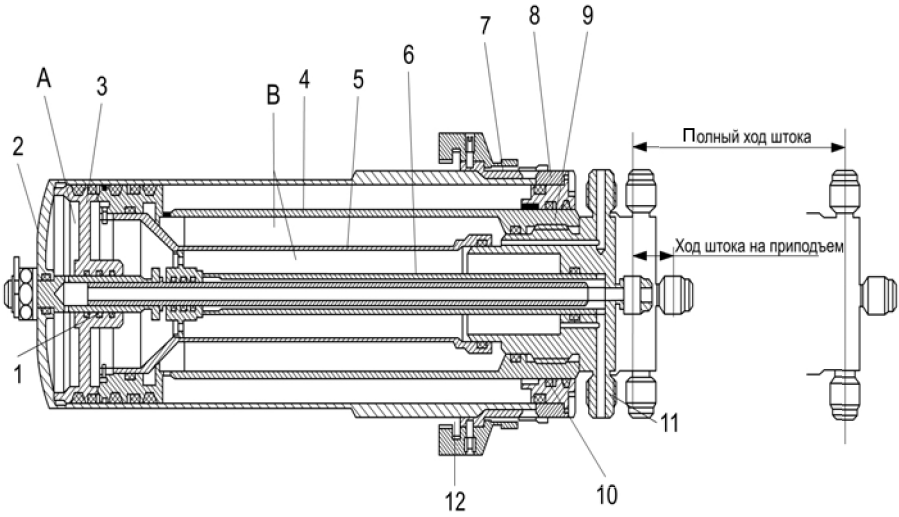


Рис. 5. Цилиндр подъема фонаря:
1 – центральный шток; 2 – корпус; 3 – плавающий поршень; 4 – силовой шток с поршнем; 5 – труба; 6 – букса; 7, 10 – уплотнения; 8 – поворотное кольцо; 9 и 12 – гайки; 11 – штуцер; А – полость приподъема; Б – полость подъема; В – полость опускания

Детали цилиндра образуют три полости: приподъема, подъема и опускания откидной части фонаря. Для подвода воздуха к полостям на штоке имеются штуцеры, соответствующие полостям цилиндра.

Цилиндр работает совместно с краном управления фонарем.

При переводе ручки управления фонарем в положение «ФОНАРЬ ПРИПОДНЯТ» давление воздуха через кран поступает в полость приподъема (в полость опускания цилиндра подъема фонаря воздух под-

веден постоянно). За счет разности площадей поршней внутренний поршень цилиндра подъема перемещается вниз до упора на неподвижном центральном штоке, а корпус цилиндра перемещается вверх.

При переводе ручки управления фонарем в положение «ФОНАРЬ ПОДНЯТ» давление воздуха через кран поступает в штуцер подъема и через каналы цилиндра попадает в поршень силового штока. Давлением воздуха корпус цилиндра поднимается на полный ход вверх, а так как корпус через поворотное кольцо соединен с цапфой фонаря, то ОЧФ также поднимается вверх, поворачиваясь вокруг оси вращения.

При переводе ручки управления фонарем в положение «ФОНАРЬ ЗАКРЫТ» воздух из полостей подъема и приподъема цилиндра стравливается в атмосферу через стравливающую полость крана, а ОЧФ под действием давления воздуха в полости опускания цилиндра плавно опускается на корпус самолета.

1.3.3. Кран управления фонарем

Кран управления фонарем (рис. 6) служит для распределения воздуха в агрегаты эксплуатационной системы фонаря при открытии и закрытии замков, при подъеме и приподъеме фонаря, его герметизации.

Основными деталями крана являются кулачковая ось и перепускные клапаны. Кулачковая ось внутри корпуса образует три полости: приподъема, подъема и стравливания воздуха в атмосферу.

Корпус крана управления имеет внутренние сверления, сообщающие полость подъема с клапаном полости стравливания, полость приподъема с клапаном полости стравливания. Кроме того, полость стравливания сообщена с атмосферой.

При повороте оси крана профилированные кулачки в определенной последовательности открывают клапаны, через которые воздух поступает в агрегаты системы управления фонарем.

Работа системы управления фонарем и системы герметизации производится перемещением одной из двух ручек крана управления фонарем (внутренней или наружной).

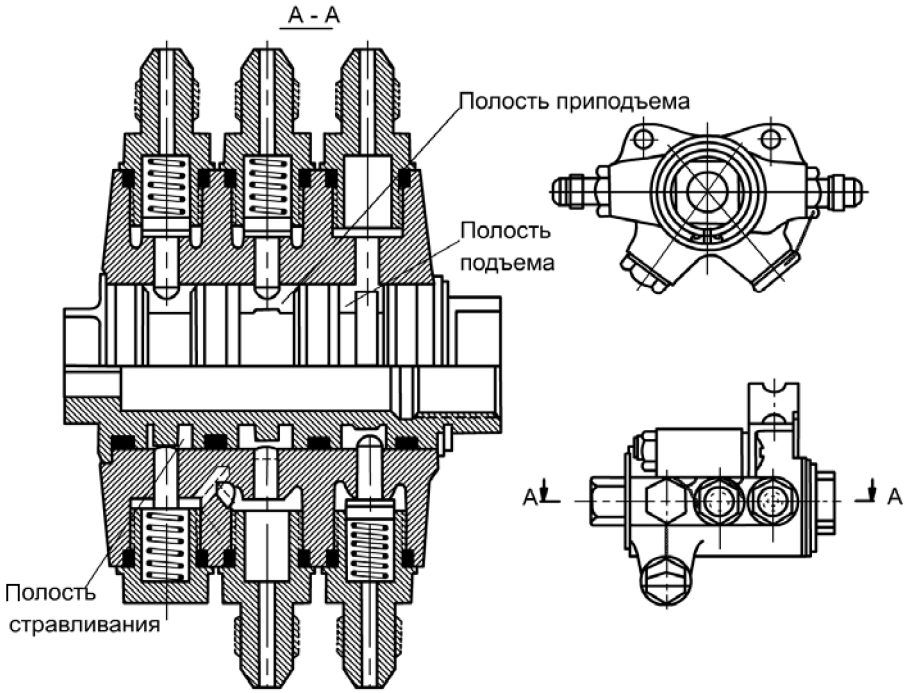


Рис. 6. Кран управления фонарем

Наружная ручка служит для открытия и закрытия фонаря при обслуживании самолета, внутренняя – для открытия и закрытия фонаря из кабины.

Внутренняя ручка управления фонарем фиксируется подпружиненным шариком и может занимать три положения:

Первое положение – фонарь опущен, замки закрыты, шланг загерметизирован.

Второе положение – шланг разгерметизирован, замки открыты, фонарь приподнят.

Третье положение – шланг разгерметизирован, замки открыты, фонарь поднят.

На панели левого пульта, закрывающей кран управления фонарем, по черно-матовой поверхности методом гравировки нанесены залитые белой эмалью контуры трех положений фонаря, условно показывающих его вид сбоку. Если ручку управления фонарем перевести в

направление того или иного рисунка на трафарете, ОЧФ займет изображенное на рисунке положение – опущенное, приподнятое или поднятое.

Сигналом, подтверждающим полное и гарантийное закрытие замков фонаря, является отсутствие сигнализации незапертого положения фонаря при опущенном фонаре после перемещения ручки управления фонарем в переднее крайнее положение.

1.3.4. Цилиндр управления

Цилиндр управления служит для последовательного распределения воздуха в системе управления фонарем. Цилиндр управления состоит из корпуса, который имеет полости отпирания и запирания замков фонаря, а также штока с поршнем (рис. 7.).

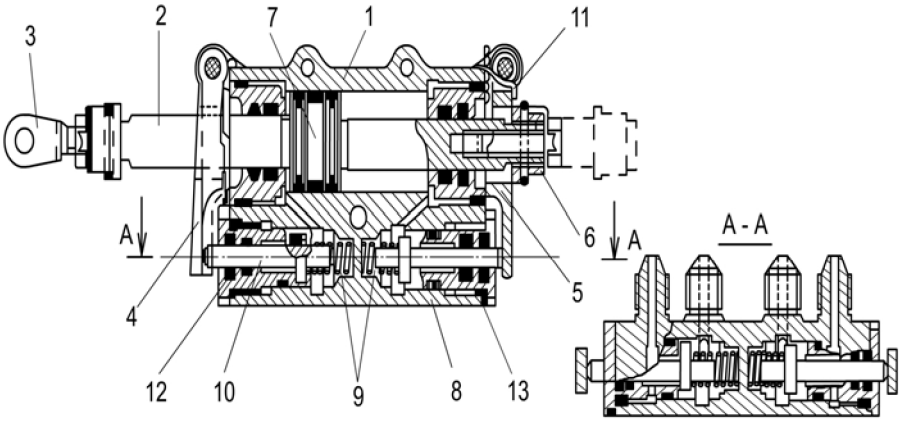


Рис. 7. Цилиндр управления:
1 – корпус; 2 – шток; 3 – вилка; 4, 5 – упоры; 6 – гайка; 7 – поршень штока; 8 – запирающий клапан; 9 – пружина; 10 – клапан герметизации; 11 – пружина; 12 – кольца сальниковые; 13 – кольца уплотнительные

Внутри цилиндра ходит шток, связанный тягами и качалками с запирающими штырями эксплуатационных замков фонаря.

Корпус имеет внутренние сверления, сообщающие правую и левую поршневые полости штока соответственно с полостью клапана герметизации и с полостью запирающего клапана.

Воздух в полость запирания замков поступает из сети через блокирующий клапан, надавливает на поршень и перемещает шток на запирание замков. Шток, перемещая тяги и качалки, вводит запирающие крюки эксплуатационных замков в петли аварийных замков фонаря, запирая фонарь на корпусе самолета.

Одновременно при помощи тяг поворачиваются кулачки задней оси вращения ОЧФ, освобождая ось вращения от связи с корпусом самолета.

В полость отпирания замков цилиндра управления воздух поступает из камеры приподъема крана управления фонарем при переводе ручки в среднее положение, т.е. в положение «ФОНАРЬ ПРИПОДНЯТ».

Воздух, поступая в полость отпирания замков, воздействует на поршень штока, который через тяги и качалки системы управления выводит запирающие штыри из петель аварийных замков, отпирая фонарь; одновременно поворачиваются кулачки задней оси фонаря на корпусе самолета, перекрывая ось вращения, что удерживает фонарь в открытом положении.

В корпусе цилиндра управления смонтировано два блокирующих клапана, каждый из которых имеет выходящий наружу шток.

Шток цилиндра управления, надавливая упором на шток блокирующего клапана, перемещает его, в результате воздух через клапан поступает в полость приподъема цилиндра подъема фонаря. Через другой блокирующий клапан воздух поступает в редуктор и далее – в шланг герметизации.

В шток цилиндра управления ввернут рым-болт для связи штока с эксплуатационными замками фонаря через систему тяг и качалок.

Цилиндр управления установлен на балке за наклонным шпангоутом №2 с правой стороны кабины.

1.3.5. Блокирующий клапан

Блокирующий клапан (рис. 8) установлен на левой подфонарной панели в кабине и работает совместно с другими агрегатами системы управления фонарем.

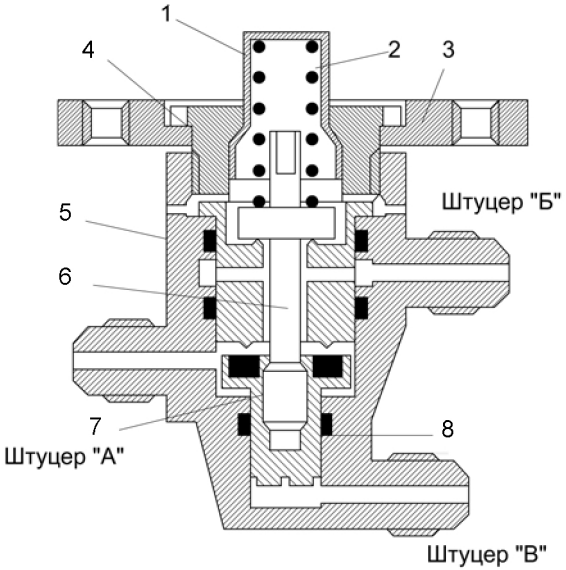


Рис. 8. Блокирующий клапан:
1 – поршень; 2 – пружина; 3 – фланец; 4 – гайка; 5 – корпус; 6 – шток с клапаном; 7 – клапан; 8 – уплотнительное кольцо

Назначение блокирующего клапана заключается в исключении преждевременного срабатывания запирающих штырей эксплуатационной системы управления фонарем, т.е. до момента полного опускания ОЧФ на подфонарную панель, а также для стравливания воздуха из полости запирания замков цилиндра управления (при подъеме фонаря) и для подачи воздуха в шланг герметизации фонаря (после закрытия замков).

Корпус блокирующего клапана имеет три штуцера – А, Б, В. Штуцер А соединен трубопроводом со штуцером цилиндра управления, штуцер Б – с пневматической системой самолета, а штуцер В – с краном управления фонарем и цилиндром управления замками.

Клапан расположен внутри корпуса и управляется штоком. При опускании фонаря и нажатии им на шток клапан опускается вниз, сообщая пневматическую систему самолета с цилиндром управления и далее со шлангом герметизации фонаря.

При подъеме фонаря воздух из крана управления поступает в блокирующий клапан, поднимая шток вместе с клапаном вверх; клапан при этом перекрывает доступ воздуха в цилиндр управления и стравливает воздух в атмосферу из линии блокирующий клапан – цилиндр управления.

1.3.6. Редуктор воздушный РВ-2Т

Редуктор предназначен для автоматического поддержания постоянного избыточного давления воздуха в системе герметизации фонаря.

Редуктор прямого действия состоит из корпуса, чувствительного элемента и золотникового типа клапана, редуцирующего входное давление.

На вход в редуктор воздух поступает с давлением 63±8,5 кгс/см^2 и проходит через редуцирующий клапан, который тарируется на выходное давление $2^{+0,55}_{-0,2}$ кгс/см^2.

Воздух из сети высокого давления поступает во входной канал 1 (рис. 9), а оттуда через узкий канал в выходной канал 4 и камеру низкого давления 5, которые сообщаются между собой. Из канала 4 воздух поступает в систему герметизации фонаря.

Редуктор тарируется на заданное давление затяжкой винтом 9 пружины 8, которая при отсутствии давления воздуха в редукторе удерживает клапан 3 на некотором расстоянии от конического седла корпуса.

При включении редуктора в пневматическую сеть воздух, поступающий из узкого канала в камеру 5, создает давление на мембрану 7, которая начинает сжимать пружину 8.

В связи с тем, что клапан 3 толкателями 6 связан с пружиной 8, при ее сжатии под действием пружины 2 он перемещается вниз и по достижении заданного давления в выходном канале и камере 5 клапан перекрывает узкий канал. Поступление воздуха из канала высокого давления в камеру низкого давления в этом случае прекращается.

При наличии расхода воздуха давление в камере низкого давления 5 понизится и станет меньше заданного, мембрана под действием пружины 8 переместит клапан 3 и откроет узкий канал. Воздух из ка-

нала высокого давления начнет поступать в камеру низкого давления и по достижении в системе фонаря заданного давления клапан снова перекроет узкий канал.

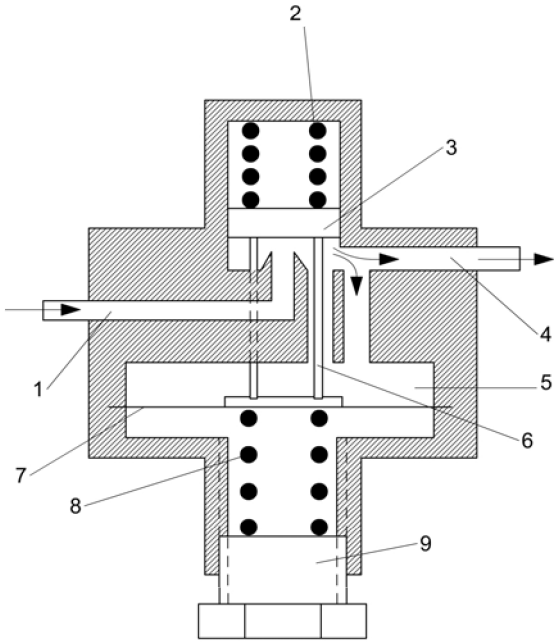


Рис. 9. Схема работы редуктора РВ-2Т:
1 – входной канал; 2 – пружина; 3 – клапан; 4 – выходной канал; 5 – камера низкого давления; 6 – толкатель; 7 – мембрана; 8 – пружина регулирующая; 9 – винт регулирующий

Этими действиями механизма поддерживается относительно постоянное давление в воздушной системе герметизации фонаря.

Редуктор устанавливается на левой стороне наклонного шпангоута в разрез воздушного трубопровода с помощью накидных гаек, при этом направление потока воздуха в трубопроводе должно совпадать с надписями «ВХОД» и «ВЫХОД» на корпусе редуктора.

1.3.7. Воздушный клапан

Воздушный клапан представляет собой собранные в одном корпусе обратный и предохранительный клапаны (рис. 10).

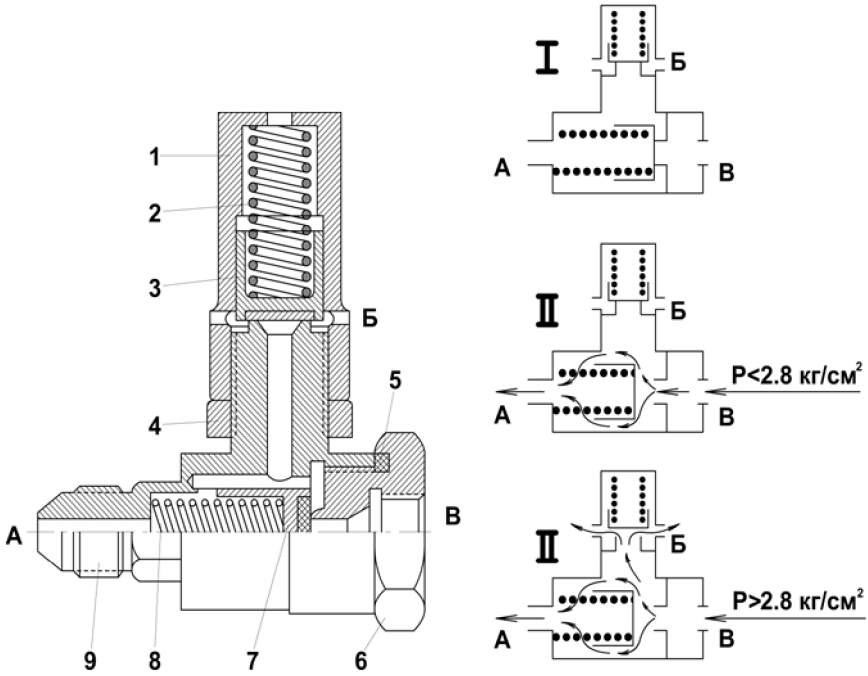


Рис. 10. Воздушный клапан:
1 – крышка; 2 – пружина; 3 – золотник; 4 – гайка; 5 – резиновое кольцо; 6 – крышка; 7 – золотник; 8 – пружина; 9 – корпус

Обратный клапан препятствует стравливанию воздуха из шланга герметизации кабины в случае падения давления в самолетной сети, предохранительный – стравливает избыточное давление из шланга.

При подаче воздуха в штуцер В отжимается золотник 7 обратного клапана и воздух идет через штуцер А в кран герметизации. При движении воздуха от штуцера А к штуцеру Б пружина 8 обратного клапана прижимает золотник к седлу в крышке 6 и закрывает путь воздуху.

1.3.8. Шланг герметизации

Шланг герметизации обеспечивает герметизацию ОЧФ по периметру прилегания ее к смежным частям козырька фонаря и корпуса самолета.

Шланг вставляется в специальный профиль с натягом и удерживается в нем своими выступающими частями без приклеивания к профилю.

При переводе ручки управления фонарем в переднее положение (на закрытие фонаря) воздух из сети поступает через блокирующий клапан системы в блокирующий клапан цилиндра управления и далее в редуктор.

От редуктора через кран аварийной разгерметизации с давлением $2^{+0,55}_{-0,2}$ кгс/см^2 воздух поступает в шланг герметизации, наполняя его и герметизируя фонарь.

В случае необходимости можно разгерметизировать фонарь с помощью аварийного крана разгерметизации; воздух из шланга будет стравливаться в атмосферу через отверстия в корпусе крана.

1.3.9. Кран аварийной разгерметизации кабины

Кран аварийной разгерметизации кабины (рис. 11) служит для разгерметизации кабины в полете в случае появления дыма или запотевания остекления фонаря.

В корпусе крана размещена кулачковая ось, которая образует две полости: полость Г наполнения шланга герметизации фонаря воздухом и полость С стравливания воздуха в атмосферу.

Поворот кулачковой оси осуществляется летчиком при помощи ручки управления, которая может занимать два положения: «ЗАГЕРМ.» и «АВАР. РАЗГЕРМ. КАБИНЫ».

В рабочем положении ручка крана находится в положении «ЗАГЕРМ.» и контрится проволокой.

При повороте оси профилированные кулачки в определенной последовательности открывают клапаны для перепуска воздуха.

После редуктора и стравливающего клапана воздух из самолетной системы поступает в штуцер крана аварийной разгерметизации.

При нахождении ручки крана в положении «ЗАГЕРМ.» кулачок оси открывает клапан полости Г и воздух поступает в эту полость, откуда по трубопроводу – в шланг герметизации. Кроме того, воздух при таком положении крана из полости Г по каналу в корпусе поступает в полость С, клапан которой в данном случае закрыт.

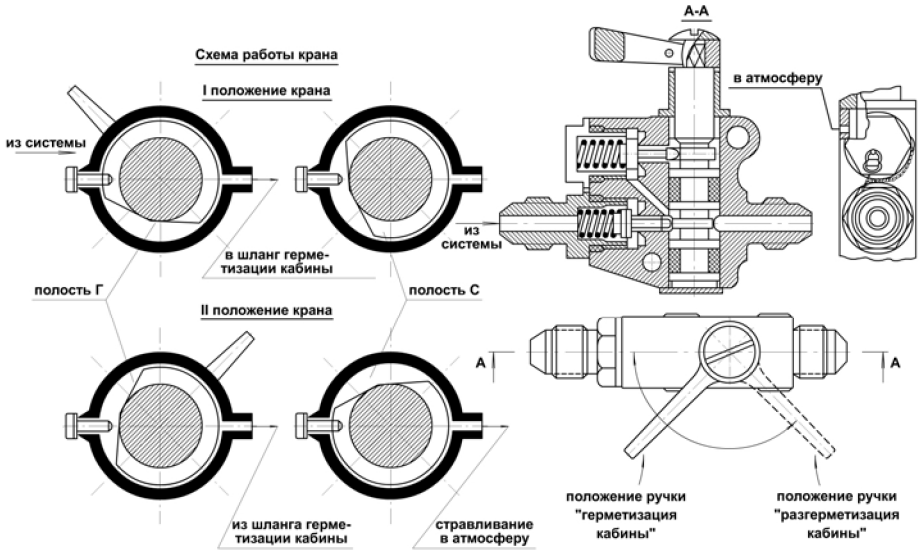


Рис. 11. Кран аварийной разгерметизации кабины

При положении крана «АВАР. РАЗГЕРМ. КАБИНЫ» клапан полости Г закрывается, перекрывая доступ воздуха из системы, а клапан полости С открывается.

Воздух из шланга герметизации через полость Г, канал и открытый клапан поступает в полость С, которая сообщена с атмосферой. Происходит аварийная разгерметизация кабины.

1.4. Самолетная пиромеханическая система

Самолетная пиромеханическая система обеспечивает открытие аварийных замков фонаря и подброс ОЧФ как при катапультировании, так и при автономном сбросе фонаря без катапультирования. Она смонтирована в кабине на подфонарной панели и наклонном шпангоуте № 2 и включает в себя (рис. 12):

- газообразователь с пиропатроном ПК-ЗМ-1, являющийся основным энергодатчиком для открытия аварийных замков и подброса ОЧФ;
- газообразователъ с пиропатроном замедленного действия ПП-ЗД-5-0,5 механизма дублирования, обеспечивающий от-

крытие тех же аварийных замков фонаря (без его подброса) в случае отказа в работе основного газообразователя. В этом случае отделение ОЧФ от кабины после открытия замков осуществляется за счет аэродинамических сил отсоса и избыточного давления в кабине;

- газообразователь с пиропатроном замедленного действия ПП-ЗД-5-0,5 механизма дублирования, обеспечивавший снятие блокировки на катапультирование кресла в случае, если сбросом фонаря разблокирования пиромеханизма кресла не произошло (например, перебит или по ошибке не присоединен фал снятия блокировки к ОЧФ);
- двухполостной цилиндр и силовой цилиндр, обеспечивающие открытие аварийных замков правой и левой стороны фонаря;
- два цилиндра для подброса ОЧФ;
- ручку автономного сброса фонаря с тросовой проводкой к качалке включения газообразователей;
- силовой цилиндр дублирования разблокировки кресла;
- тяги и качалки системы, соединяющие все аварийные замки ОЧФ и узлы ее связи с цилиндром подъема фонаря.

Газообразователи срабатывают в следующей последовательности: основной газообразователь открытия аварийных замков и подброса фонаря, затем через 0,5 с – газообразователь, дублирующий открытие тех же замков фонаря, после которого через 0,5 с срабатывает газообразователь, дублирующий разблокирование кресла, что обеспечивает заданную последовательность и надежное срабатывание средств спасения.

1.4.1. Сброс фонаря

Пиромеханическая система применяется в следующих случаях:

- при катапультировании летчика от ручки катапультирования;
- при автономном сбросе фонаря от ручки автономного сброса.

1.4.1.1. Работа системы при катапультировании

Процесс катапультирования начинается с момента вытягивания летчиком вверх ручки катапультирования.

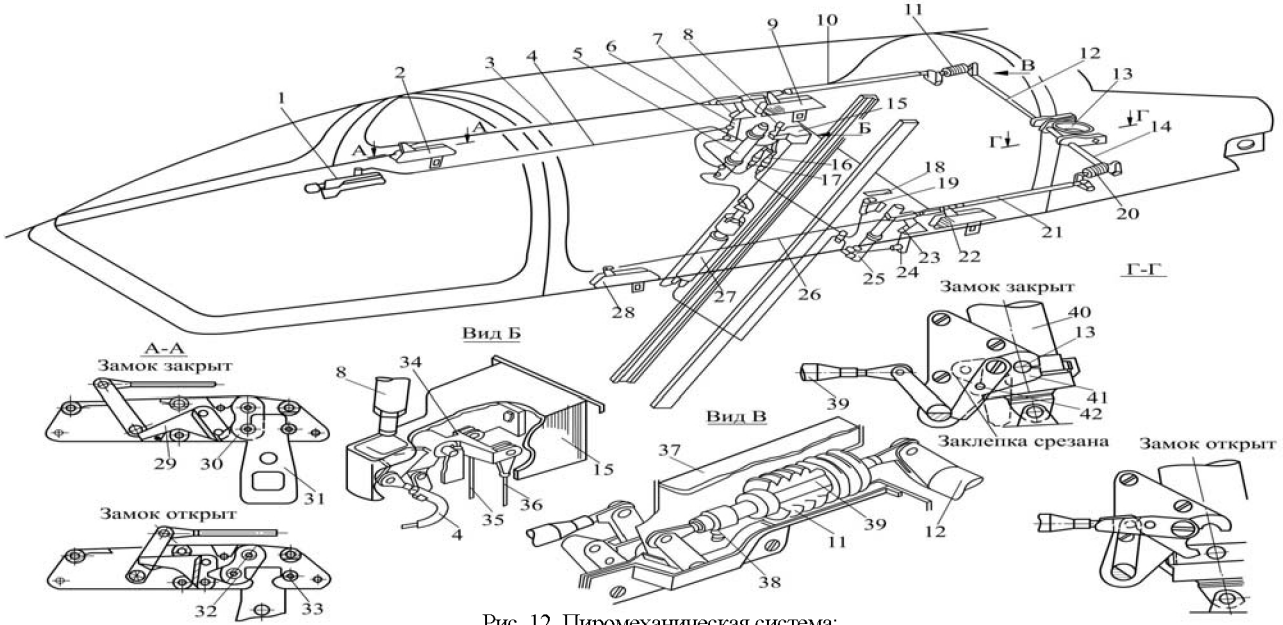


Рис. 12. Пиромеханическая система:

1 – ручка автономного сброса фонаря; 2, 9, 22, 28 – боковые аварийные замки ОЧФ; 3, 10, 21, 26, 39 – тяги открытия аварийных замков; 4 – тросовая проводка включения газообразователей от ручки автономного сброса фонаря; 5, 25 – цилиндры подброса фонаря; 6 – двухполостной цилиндр открытия аварийных замков; 7, 23 – качалки; 8-силовой цилиндр пиромеханизма притяга; 11, 20 – армированные чехлы гермовыводов тяг открытия аварийных замков фонаря; 12, 14 – поперечный вал открытия заднего замка связи фонаря с цилиндром подъема; 13 – цапфа узла связи ОЧФ с цилиндром подъема; 15 – коробка двуплечей качалки включения газообразователей; 16 – газообразователь, дублирующий снятие блокировки стреляющего механизма кресла; 17 – газообразователь, дублирующий открытие аварийных замков фонаря; 18 – качалка на кресле, дублирующая разблокирование КСМУ; 19 – силовой цилиндр, дублирующий разблокирование КСМУ; 24 – силовой цилиндр открытия аварийных замков фонаря; 27 – основной газообразователь; 29 – запирающий рычаг аварийного замка; 30 – серьга; 31 – петля замка; 32 – ось серьги; 33 – втулка; 34 – двуплечая качалка включения газообразователей от силового цилиндра пиромеханизма притяга или от ручки автономного сброса фонаря; 35 – тяга включения газообразователя механизма дублирования; 36 – тяга включения основного газообразователя; 37 – узел гермовыводов тяг аварийных замков; 38 – пресс-масленка гермовывода; 40 – цилиндр подъема фонаря; 41 – зацепы узла связи фонаря с цилиндром подъема; 42 – срезной болт зацепов узла связи фонаря с цилиндром подъема

С началом движения ручки катапультирования вверх включается и срабатывает пиромеханизм притяга летчика на кресле. Часть газов этого пиромеханизма через шток силового цилиндра 8 (рис. 12) используется для поворота двуплечей качалки 34, включающей через тяги 36 и 35 основной газообразователь 27 и газообразоватали 17 и 16 механизма дублирования.

Пиромеханическая система приводится в действие сразу же после выдергивания чеки из затвора основного газообразователя и срабатывания его пиропатрона, давления газов от которого по трубопроводам устремляется к левому 25 и правому 5 цилиндрам подброса фонаря.

В цилиндрах подброса под действием давления газа происходит срез шайбы и выдвижение плунжера с основным и центральным штоками. Основной шток, производящий подброс фонаря, выдвигается и упирается в фонарь. После этого центральный шток, двигаясь вверх, перепускает газы к цилиндру открытия аварийных замков фонаря (левый борт кабины) и к двухполостному цилиндру открытия тех же замков (правый борт кабины). На петлях замков имеется цифровая маркировка, соответствующая маркировке на боковых балках фонаря.

Происходит открытие замков фонаря, дальнейшее выдвижение основных штоков, подброс фонаря, уходом которого через закрепленный на нем фал разблокируется стреляющий механизм кресла. Дальнейшее вытягивание летчиком ручки катапультирования сопровождается срабатыванием стреляющего механизма кресла и катапультированием летчика. Импульс газа, создаваемый срабатыванием основного газообразователя, полностью обеспечивает работу всех элементов пиромеханической системы.

В случае несрабатывания основного газообразователя вступает в работу газообразователь 17, который включается одновременно и от той же двуплечей качалки 34, что и основной газообразователь, но срабатывает через 0,5 с после включения за счет пиропатрона ПП-ЗД-5-0,5 замедленного действия. Через 0,5 с после этого срабатывает газообразователь 16, последовательно включаемый от газообразователя 17.

Газообразователь 17 механизма дублирования, срабатывая, создает давление газов, которые устремляются в нижний штуцер двухполостного цилиндра 6; шток цилиндра выдвигается и через систему тяг и качалок открывает все аварийные замки фонаря (без подброса ОЧФ). В этом случае ОЧФ сбрасывается за счет сил отсоса, действующих в полете на фонарь, и за счет избыточного давления в кабине, а закрепленным на ней фалом разблокируется стреляющий механизм кресла.

Если же разблокирования стреляющего механизма не произошло (фал, например, по ошибке не присоединен к ОЧФ), действует другой дублирующий элемент – силовой цилиндр 19; он срабатывает от газообразователя 16 и, воздействуя своим штоком на качалку кресла 18, дублирует разблокирование стреляющего механизма кресла.

Таким образом, пиромеханическая система управления сбросом фонаря и катапультированием сработает или от основного газообразователя, или от газообразователей механизма дублирования (при полном вытягивании ручки катапультирования).

1.4.1.2. Работа системы при автономном сбросе фонаря

Для автономного сброса фонаря ручку автономного сброса необходимо отклонить в горизонтальной плоскости от борта к оси симметрии самолета, а затем энергично повернуть до упора назад, на себя.

Во время первого движения происходит выход штока ручки из стопора на подфонарной панели и расстопорение ее.

При втором движении поворачивается качалка ручки, на которой заделана тросовая проводка 4 (рис. 12), передающая усилие через двуплечую качалку 34 на выдергивание чеки из затвора основного газообразователя 27 и из затвора газообразователя дублирования открытия аварийных замков ОЧФ 17, который последовательно включает газообразователь 16, дублирующий разблокирование КСМУ кресла.

С вводом в действие газообразователей работа пиромеханической системы проходит в той же последовательности, что и при катапультировании, и фонарь отделяется от самолета.

После сброса фонаря, в зависимости от сложившейся ситуации, можно продолжать полет, а при необходимости катапультирования – энергично потянуть вверх сдвоенную ручку катапультирования.

1.4.2. Агрегаты пиромеханической системы

1.4.2.1. Газообразователи

В пиромеханической системе установлено три различных газообразователя: один (основной) – с пиропатроном ПК-ЗМ-1, второй и третий – с пиропатронами ПП-ЗД-5-0,5.

Основной газообразователь давлением газов воздействует на штоки силовых цилиндров, обеспечивая открытие аварийных замков фонаря и последующий подброс его.

Состоит этот газообразователь из корпуса, затвора, пиропатрона, колосника и накидной гайки, соединявшей затвор с корпусом.

Пиропатрон 10 (рис. 13) размещен на корпусе 14 газообразователя, а на корпусе с помощью накидной гайки 8 установлен затвор, в состав которого входят: ударник 6 с двумя бойками, пружина 7, качалка 2 с поводком 4, чека 5 и ролик 3.

Во взведенном положении затвора чека вставляется в специальную прорезь головки ударника и через ролик 3 удерживает его в боевом состоянии – под воздействием пружины, сжатой между головкой и буртиком ударника. Качалка с поводком служит для выдергивания чеки из-под ролика, который уменьшает трение при ее выдергивании. Колосник 13 газообразователя улавливает несгоревшие части пыжа при срабатывании пиропатрона, предотвращая закупорку трубопроводов.

Герметизация в корпусе газообразователя обеспечивается уплотнительным резиновым кольцом.

При выдергивании чеки в процессе катапультирования или от ручки автономного сброса фонаря происходит освобождение ударника. Перемещаясь под действием пружины, ударник своими бойками накалывает капсулы пиропатрона. Пороховой заряд пиропатрона сгорает, образовавшиеся при этом газы проходят через колосник и по двум трубопроводам устремляются к цилиндрам подброса фонаря, а через них – к цилиндрам открытия аварийных замков фонаря. С целью исключения случайного выдергивания чеки из затвора и срабатывания газообразователя качалка 2 контрится наземным предохранителем № 10 к неподвижной части затвора после снятия и при хранении кресла вне самолета, а также при разряжании и заряжании газообразователя.

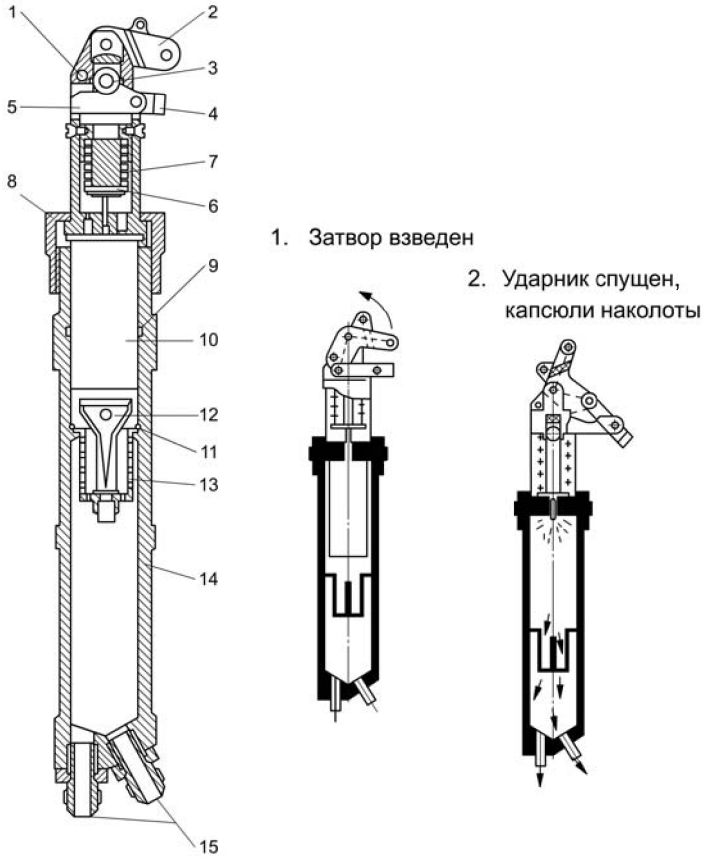


Рис. 13. Основной газообразователь:
1 – монтажный предохранитель №10; 2 – качалка; 3 – ролик; 4 – поводок; 5 – чека; 6 – ударник; 7 – пружина; 8 – накидная гайка; 9 – уплотнительное кольцо; 10 – пиропатрон; 11 – защитная шайба; 12 – рассекатель; 13 – колосник; 14 – корпус; 15 – штуцер отвода газа

Два других газообразователя образуют механизм дублирования (рис. 14). Один из них дублирует открытие аварийных замков фонаря и открывает их в случае несрабатывания основного газообразователя, а второй – дублирует разблокировку КСМУ кресла.

Конструктивно эти газообразователи отличаются от основного меньшими размерами (калибр их пиропатронов равен 7 мм), своими затворами и наличием одного бойка в ударнике затвора. Принцип действия их аналогичен работе основного газообразователя.

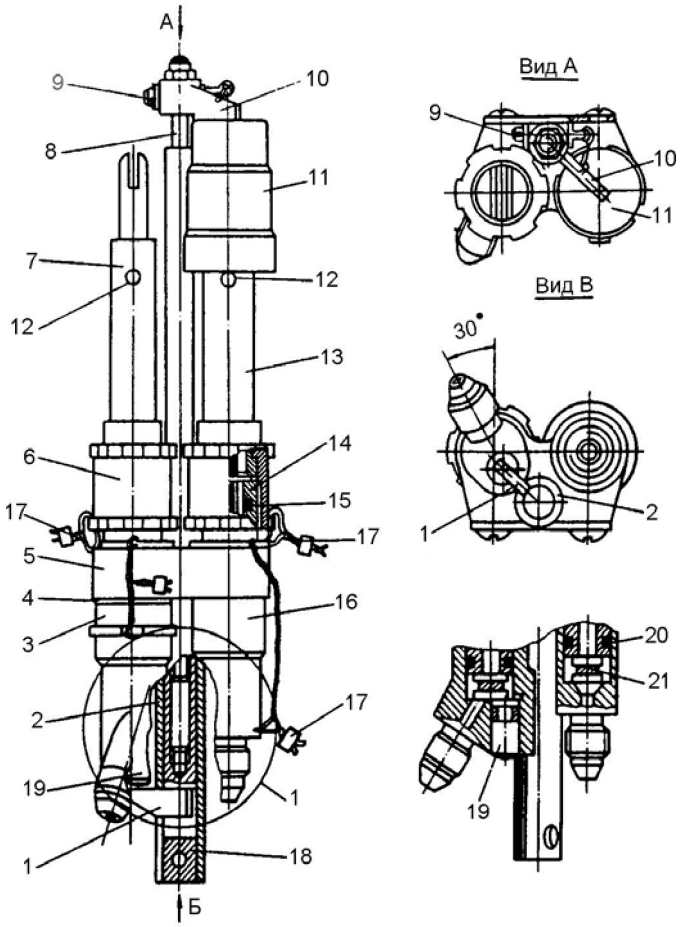


Рис. 14. Механизм дублирования открытия аварийных замков фонаря и дублирования разблокировки КСМУ:

1 – наконечник вертикальной тяги; 2 – направляющая тяги; 3 – патронник газообразователя дублирования открытия аварийных замков фонаря; 4 – регулировочная шайба; 5 – кронштейн крепления механизма; 6 – накидная гайка газообразователя; 7 – затвор газообразователя дублирования открытия замков фонаря; 8 – вертикальная тяга; 9 – соединительный валик; 10 – нажимной рычаг включения газообразователя дублирования разблокировки пиромеханизма кресла; 11 – колпачок затвора; 12 – места установки наземных предохранителей (стопоров); 13 – затвор газообразователя дублирования разблокировки пиромеханизма кресла; 14 – корпус патронника; 15 – уплотнение из резины В-14; 16 – патронник; 17 – пломба и контровка; 18 – пробка; 19 – силовой шток перемещения наконечника 1; 20 – уплотнение; 21 – колосник патронника

Газообразователь дублирования открытия аварийных замков фонаря включается одновременно с основным от одной и той же качалки, но срабатывает за счет пиропатрона замедленного действия через 6,5 с, последовательно включая при этом газообразователь дублирования разблокировки пиромеханизма кресла.

Газообразователь дублирования разблокировки пиромеханизма кресла после включения срабатывает через 0,5с также за счет пиропатрона замедленного действия.

На гильзе каждого пиропатрона замедленного действия имеется надпись, указывающая время (в секундах) задержки его срабатывания, а со стороны капсюля эти пиропатроны окрашены в синий цвет.

Затворы газообразователей механизма дублирования, с точки зрения их включения, имеют следующие конструктивные особенности (рис. 15).

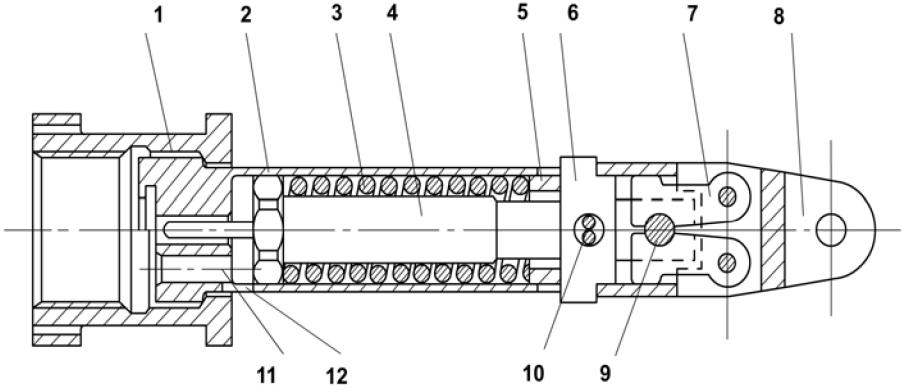


Рис. 15. Затвор газообразователя дублирования открытия аварийных замков фонаря: 1 – накидная гайка; 2 – корпус затвора; 3 – пружина; 4 – ударник затвора; 5 – втулка; 6 – соединительная пластина; 7 – поворотные защелки чеки; 8 – чека затвора; 9 – штифт хвостика ударника; 10 – наземный предохранитель; 11 – отверстие для взвода затвора; 12 – прорезь для приподъема ударника

Затвор газообразователя дублирования открытия аварийных замков фонаря срабатывает при выдергивании чеки 8 из его корпуса, в результате чего поворотные защелки 7 чеки затвора расходятся, освобождая штифт 9 хвостовика ударника. Ударник под воздействием сжатой бое-

вой пружины 3 своим бойком накалывает капсюль пиропатрона, который срабатывает и создает в системе давление газа.

Энергия газа используется как для дублирования открытия аварийных замков фонаря, так и для выдвижения силового штока 19 механизма дублирования (рис. 14).

Силовой шток воздействует на наконечник 1 вертикальной тяги 8 механизма, перемещает ее вниз вместе с нажимным рычагом 10 и колпачком 11 затвора газообразователя дублирования разблокировки пиромеханизма кресла (рис. 14).

Гайка 6 (рис. 16) колпачка скользит по корпусу 2 и лепестки поворотных защелок 10 чеки затвора раздвигаются в стороны освобожденного гайкой пространства. Ударник выскальзывает из захватов поворотных защелок и силой сжатой пружины бойком накалывает капсюль пиропатрона, который срабатывает и создает давление газов, используемое для системы дублирования включения пиромеханизма кресла.

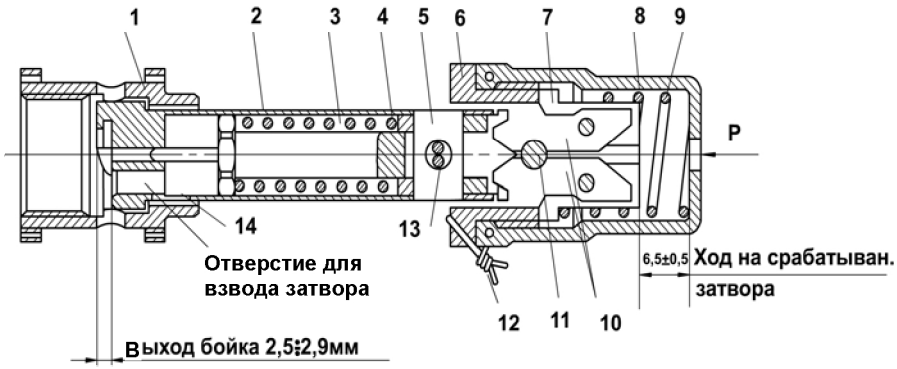


Рис. 16. Затвор газообразователя дублирования разблокировки пиромеханизма кресла: 1 – накидная гайка; 2 – корпус; 3 – ударник с бойком; 4 – боевая пружина; 5 – соединительная пластина; 6 – гайка колпачка; 7 – вкладыш; 8 – колпачок затвора; 9 – пружина; 10 – поворотные защелки; 11 – штифт хвостовика ударника; 12 – контровка, проволока; 13 – наземный предохранитель (стопор), 14 – прорезь в корпусе

В связи с указанными особенностями операции по разряжанию и заряжанию газообразователя дублирования включения пиромеханизма кресла, а также по взводу его затвора необходимо производить с осво-

божденным колпачком 11, для чего при установленном предохранителе 12 вынимается соединительный валик 9 и нажимной рычаг 10 поворачивается в сторону от колпачка. При этом колпачок с затвора не снимать (рис. 14).

Перед установкой пиропатрона в газообразователь необходимо тщательно проверять соответствие надписей на гильзе патрона и на корпусе заряжаемого газообразователя – время задержки срабатывания на гильзе и на корпусе должно быть одинаковым.

Затворы газообразователей механизма дублирования, как и затвор основного газообразователя, контрятся монтажными предохранителями №10, 11, 12 (см. рис. 22) после снятия и при хранении кресла вне самолета, а также при заряжании и разряжании газообразователей.

Снимаются монтажные предохранители перед установкой кресла в кабину.

1.4.2.2. Цилиндры подброса фонаря

Цилиндры предназначены для подброса ОЧФ при аварийном покидании самолета летчиком.

Они установлены на наклонном шпангоуте №2 под задними замками фонаря – по одному на правом и левом бортах кабины.

Основными частями цилиндра подброса являются (рис. 17): корпус, гайка, основной и центральный штоки, срезная и упорная шайбы, плунжер, стакан.

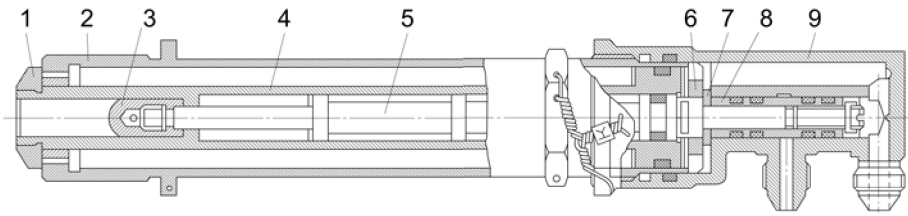


Рис. 17. Цилиндр подброса фонаря:

1 – гайка; 2 – корпус; 3 – наконечник; 4 – основной шток; 5 – центральный шток; 6 – упорная шайба; 7 – срезная шайба; 8 – плунжер; 9 – стакан цилиндра

Стакан 9 навертывается на корпус и имеет два рабочих штуцера. Через один штуцер поступает газ из газообразователя сброса фонаря, через другой штуцер тот же газ перепускается в цилиндр открытия

замков фонаря. В исходном положении второй штуцер перекрыт плунжером.

Герметичность внутри цилиндра обеспечивается уплотнительными кольцами и защитными шайбами. На оси центрального штока находится срезная шайба 7, закрепленная упорной шайбой 6. Роль крышки цилиндра выполняют наконечник центрального штока и гайка 1, навинчиваемая на основной шток.

После срабатывания основного газообразователя сброса фонаря газ из него по трубопроводам поступает к левому и правому цилиндрам подброса фонаря.

Поступивший через нижний штуцер (на рисунке правый) в цилиндр подброса фонаря газ давит на центральный шток и плунжер. При достижении заданного давления происходит срез шайбы; плунжер и оба штока начинают перемещаться вверх (на рисунке – в левую сторону).

Основной шток упирается в ОЧФ, а центральный шток с плунжером, перемещаясь, открывает отверстие второго штуцера, отводящего газ в цилиндры открытия аварийных замков фонаря. Штоки этих цилиндров выдвигаются и через качалки и тяги открывают замки.

После открытия замков происходит дальнейшее выдвижение основных штоков левого и правого цилиндров подброса и ОЧФ отделяется от самолета.

1.4.2.3. Цилиндр открытия замков фонаря

Цилиндр служит для открытия аварийных замков фонаря через качалку, установленную на левой стороне ОЧФ впереди его заднего замка.

Состоит цилиндр из корпуса, штока, втулки, уплотнительных колец, защитных шайб. В корпусе имеются два штуцера – рабочий и технологический (рис. 18).

Через рабочий штуцер в корпусе цилиндра из основного газообразователя (через штуцер цилиндра подброса фонаря) поступает газ, который, воздействуя на шток, выдвигает его. Шток выдвигается и перемещает качалку открытия замков фонаря.

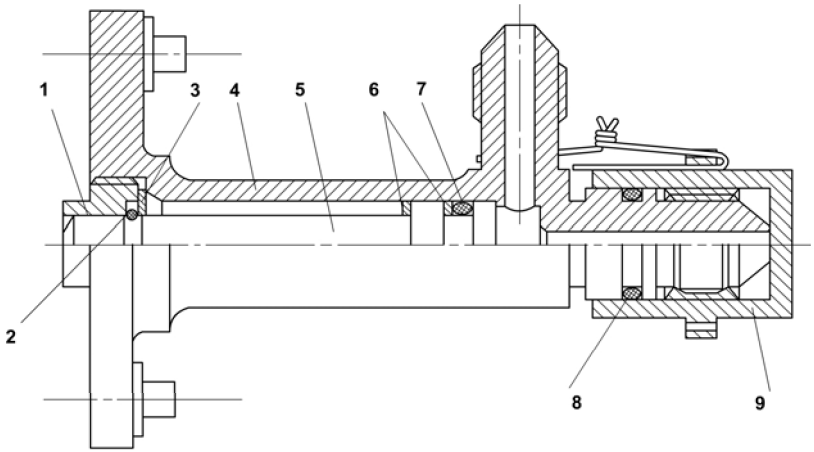


Рис. 18. Цилиндр открытия замков фонаря:
1 – втулка-гайка; 2 – стопорное кольцо; 3 – шайба; 4 – корпус; 5 – шток; 6 – защитная шайба; 7 и 8 – фторопластовые уплотнения; 9 – заглушка технологического штуцера

Технологический штуцер используется для подачи давления воздуха в цилиндр только при проверке пиромеханической системы на герметичность. В повседневной эксплуатации он закрыт заглушкой с уплотнительным кольцом.

1.4.2.4. Двухполостной цилиндр открытия замков фонаря

Двухполостной цилиндр предназначен для открытия аварийных замков ОЧФ через качалку, установленную на правом борту кабины перед задним замком фонаря. Он состоит из корпуса, верхнего и нижнего штоков, уплотнительных колец и защитных шайб (рис. 19).

В корпусе цилиндра имеются два рабочих штуцера и один технологический. В нижний рабочий штуцер поступает газ из основного газообразователя через цилиндр подброса. В верхний рабочий штуцер также подается газ, но из газообразователя дублировании, который срабатывает одновременно со срабатыванием основного газообразователя.

Поступившее в нижний рабочий штуцер давление газа передается через шток 6 на шток 3, перемещающий качалку передающе-фиксирующего механизма на открытие аварийных замков ОЧФ. Давление газа, поступающее от газообразователя дублирования через верхний

рабочий штуцер, идет сразу на шток 3, передающий усилие через качалку передающе-фиксирующего механизма на открытие тех же замков, чем обеспечивается их открытие даже в случае выхода из строя основного газообразователя.

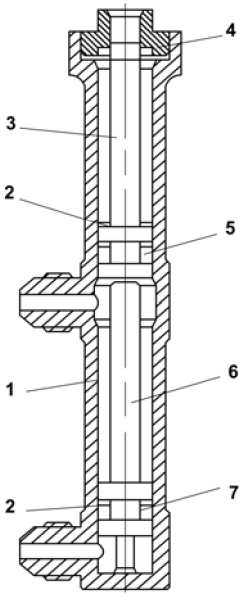


Рис. 19. Двухполостной цилиндр открытия замков фонаря:
1 – корпус; 2 – защитная шайба; 3 – верхний шток; 4 – втулка-гайка; 5 и 7 – уплотнительные кольца; 6 - нижний шток

Технологический штуцер используется для подачи давления воздуха в двухполостной цилиндр только при проверке пиромеханической системы на герметичность. В повседневной эксплуатации он закрыт заглушкой с уплотнительным кольцом.

1.4.2.5. Цилиндр дублирования разблокировки пиромеханизма кресла

Цилиндр служит для дублирования разблокировки пиромеханизма кресла в случае, если сбросом ОЧФ разблокировка не осуществится.

Основные части цилиндра (рис. 20): корпус, шток, втулка, уплотнительное резиновое кольцо, защитная шайба. Шток и втулка контрятся проволокой и пломбируются.

Через штуцер в корпус цилиндра подается давление газа от газообразователя для дублирования, которое, воздействуя на шток, выдвигает его. Шток перемещает качалку на кресло и дублирует разблокировку пиромеханизма кресла.

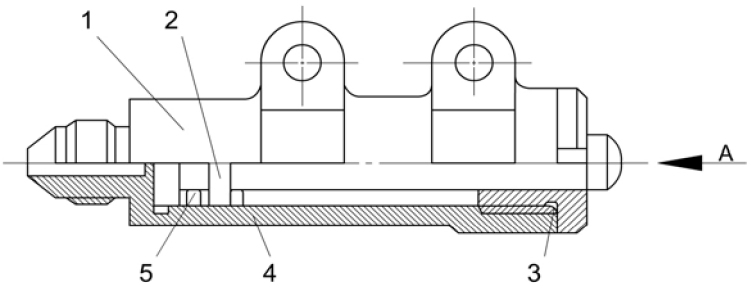


Рис. 20. Цилиндр дублирования разблокировки пиромеханизма кресла:
1 – корпус; 2 – шток; 3 – втулка; 4 – защитная шайба; 5 – уплотнительное кольцо

1.4.2.6. Ручка автономного сброса фонаря

Ручка автономного сброса фонаря расположена на правом борту подфонарной панели в кабине и предназначена для аварийного сброса фонаря в условиях, когда в силу сложившихся обстоятельств не требуется немедленного катапультирования. Она состоит из рукоятки, штока, пробки, пружины, вала, качалки, кронштейна, стопора штока, упора (рис. 21).

Рукоятка 2 при помощи валика 4 соединена с рычагом 6, внутри которого перемещается шток 1. Одним концом шток входит в гнездо стопора 9 на подфонарной панели, на другом конце, находящемся в рычаге, размещается пружина (между бортиком штока и пробкой 7).

Под действием пружины конец штока надежно удерживается в гнезде стопора в исходном положении рукоятки. В прорезь штока заходит зуб рукоятки.

Рукоятка в сборе со штоком и рычагом жестко закреплена на валу 8, при помощи которого соединена с качалкой 10, также жестко закрепленной на валу. На качалке 10 заделана тросовая проводка, идущая к двуплечей качалке включения основного газообразователя сброса фонаря и газообразователей механизма дублирования открытия замков фонаря и разблокировки пиромеханизма кресла.

На валу 8, кроме того, размещается кронштейн 11, при помощи которого рукоятка закреплена на подфонарной панели.

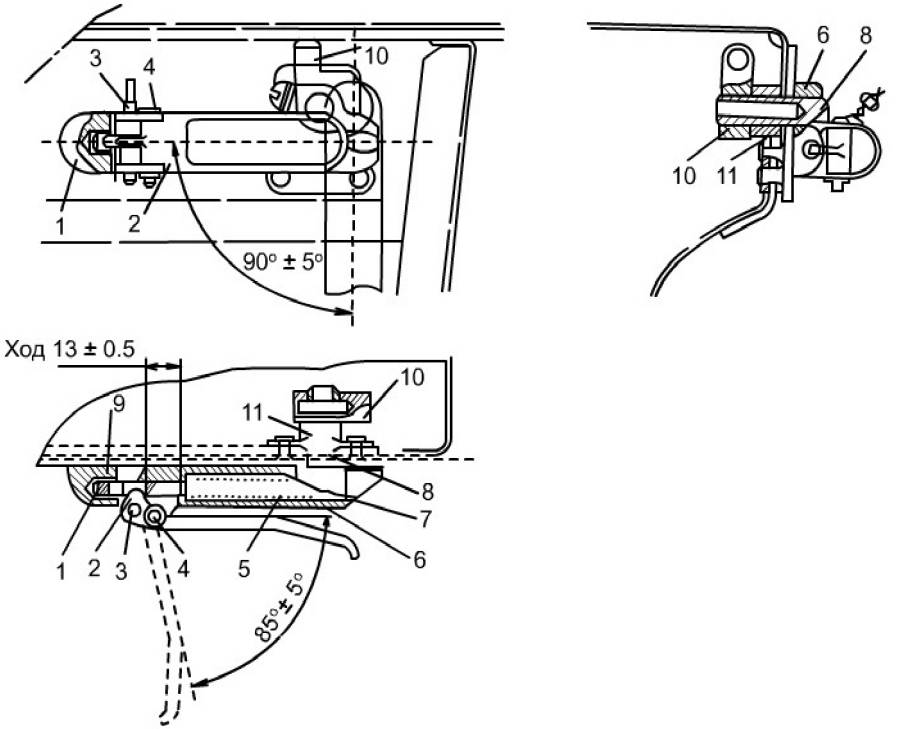


Рис. 21. Ручка автономного сброса фонаря:
1 – шток; 2 – рукоятка; 3 – наземный предохранитель №13; 4 – валик; 5 – пружина; 6 – рычаг; 7 – пробка; 8 – вал; 9 – стопор штока; 10 – качалка; 11 – кронштейн

Чтобы осуществить автономный сброс фонаря, необходимо отклонить рукоятку в горизонтальной плоскости от борта к оси симметрии самолета. При этом движении зуб рукоятки выведет конец штока из гнезда стопора на подфонарной панели и рукоятка расстопорится.

Затем рукоятку надо отклонить в вертикальной плоскости назад, на себя. При этом движении вместе с рукояткой поворачиваются рычаг и качалка с тросовой проводкой. Через тросовую проводку усилие передается на двуплечую качалку (рис. 12, поз. 34), которая поворачивается и через тяги выдергивает чеки из затворов газообразователей пиромеханической системы; газообразователи срабатывают, аварийные замки фонаря открываются, фонарь сбрасывается.

В исходном положении рукоятка ручки автономного сброса фонаря должка быть законтрена проволокой, а в наземных условиях дополнительно проштырена предохранителем № 13.

1.4.3. Наземные предохранители пиромеханической системы

Наземные предохранители предназначены для исключения возможности непреднамеренного срабатывания механизмов катапультного кресла, пиромеханической системы управления сбросом фонаря.

Все наземные предохранители имеют присвоенные им порядковые номера и места их установки в механизмы систем, что указано на бирках с поясняющими надписями. Бирки прикреплены к фалам кабинных (эксплуатационных) и внекабинных (монтажных) связок предохранителей.

Наземные предохранители предназначены для исключения возможности непреднамеренного срабатывания кресла и предотвращения поломки его элементов.

Самолетные наземные предохранители пиромеханической системы (рис. 22) управления сбросом фонаря применяются следующим образом:

- предохранители № 10, 11 и 12 затворов газообразователей пиромеханической системы объединены в одну связку, устанавливаются немедленно после снятия кресла с самолета и снимаются непосредственно перед установкой кресла на самолет;
- предохранитель № 13 ручки автономного сброса фонаря закреплен на фале с карабином, устанавливается до выхода летчика из кабины по окончании полета и снимается после посадки летчика в кабину перед полетом;
- при установленном на самолет кресле фал со стопором № 13 присоединяется к кабинной (эксплуатационной) связке предохранителей кресла при помощи карабина, перед снятием кресла с самолета – отсоединяется от связки, оставаясь в ручке автономного сброса фонаря и присоединяется к связке предохранителей пиромеханической системы фонаря;

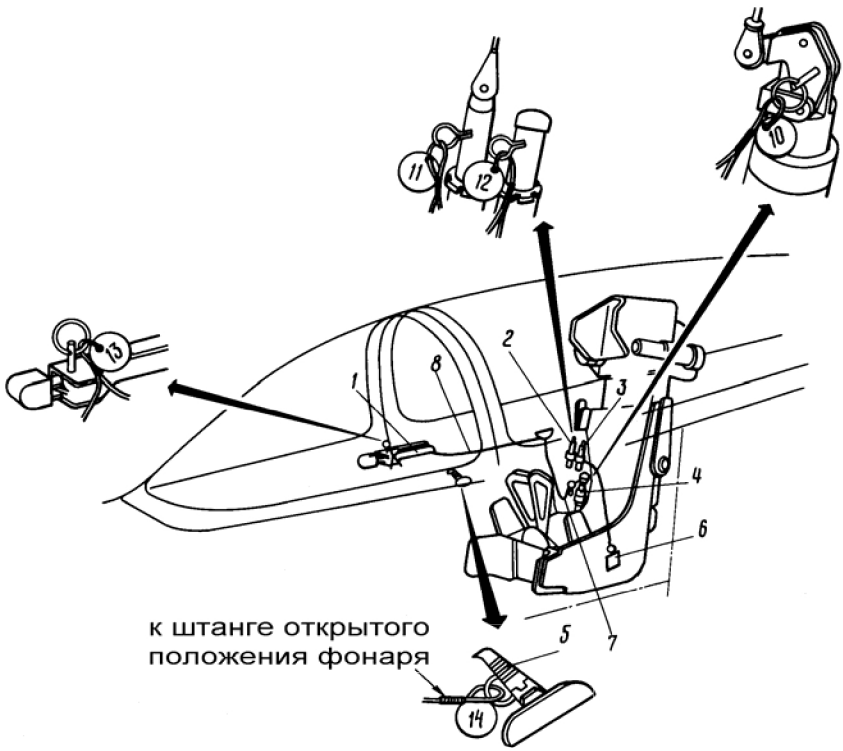


Рис. 22. Наземные предохранители (стопоры) пиромеханической системы:
1 – ручка автономного сброса фонаря; 2 – затвор газообразователя дублирования открытия аварийных замков фонаря; 3 – затвор газообразователя дублирования разблокировки пиромеханизма кресла; 4 – затвор основного газообразователя сброса фонаря; 5 – ручка управления фонарем; 6 – бирка с поясняющей надписью; 7 – монтажный фал предохранителей; 8 – эксплуатационный фал предохранителей

– предохранитель № 14 ручки управления фонарем связан фалом со штангой открытого положения фонаря; предохранитель устанавливается после открытия фонаря и снимается перед его закрытием.

2. КАТАПУЛЬТНОЕ КРЕСЛО К-36ДМ СЕРИИ 2

2.1. Общие сведения о катапультном кресле К-36ДМ

Катапультное кресло К-36ДМ серии 2 служит рабочим местом летчика и средством аварийного покидания самолета катапультированием.

Катапультное кресло обеспечивает спасение летчика в широком диапазоне скоростей и высот полета самолета, включая взлет, режим H = 0 и V = 0 и применяется в сочетании с защитным снаряжением

Основные технические данные кресла:

- масса, кг 142,5
- предельная скорость безопасного катапультирования, км/ч 1400
- минимальная скорость безопасного катапультирования, км/ч 75
- диапазон высот безопасного катапультирования, м..... . 0…25000
- начальная скорость катапультирования, м/с 13,6
- максимальная нагрузка в направлении «голова-таз».....20
- время действия максимальной перегрузки, с.....0,12...0,15
- время работы стреляющего механизма, с 0,2
- ход ремней механизма притяга плеч, мм.....180
- диапазон регулирования сиденья по росту летчика, мм 160
- запас кислорода, кг 0,7
- напряжение электрического питания, В 27
- максимальная скорость ввода парашюта, км/ч 650
- максимальная высота ввода парашюта, м 5000
- площадь купола спасательного парашюта, $м^2$ 60
- вертикальная скорость снижения, м/с.....6

В полете летчик удерживается в кресле индивидуальной подвесной системой и может фиксироваться с помощью механизмов системы фиксации, а бесступенчатое регулирование сиденья по росту обеспечивает летчику удобное для работы и обзора размещение в кабине самолета.

Защита летчика от возникающих при катапультировании перегрузок и воздействия скоростного напора обеспечивается защитным снаряжением, принудительной фиксацией в кресле и устойчивой стабили-

зацией (рис. 23) катапультного кресла, а при катапультировании на скорости, превышающей 800…900 км/ч, – дефлектором системы дополнительной защиты от воздушного потока.

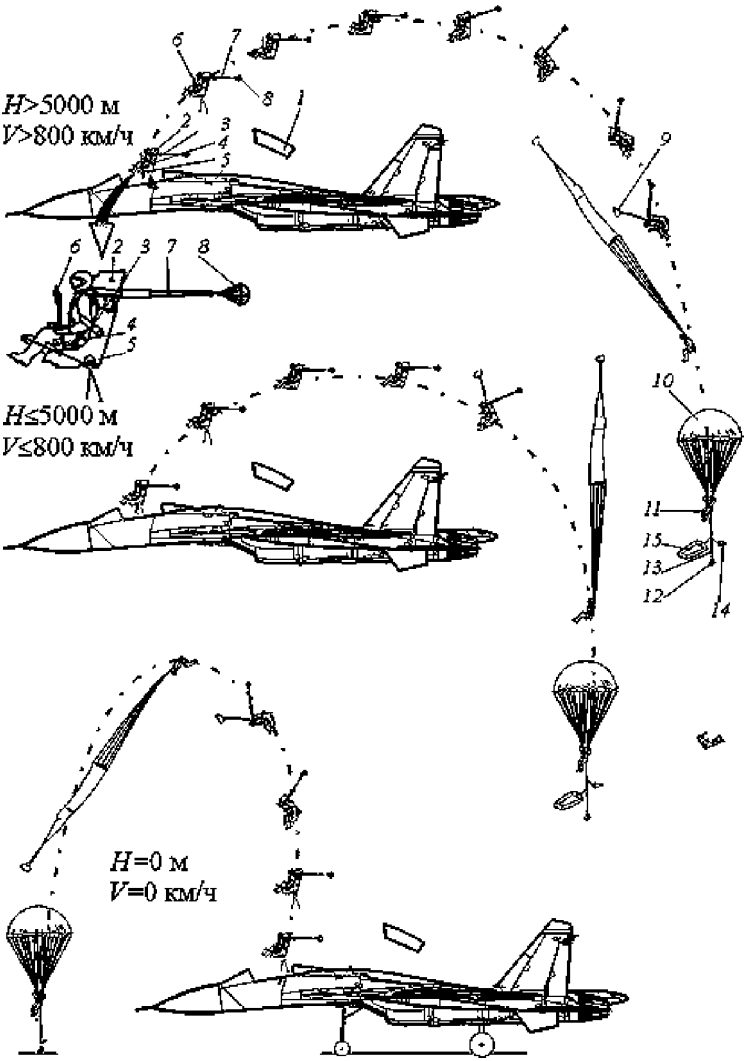


Рис. 23. Схема катапультирования на разных режимах полета самолета:
1 – ОЧФ; 2 – заголовник; 3 – ограничители разброса рук; 4 – фиксаторы ног; 5 – энергодатчик КСМУ; 6 – дефлектор; 7 – телескопические штанги; 8 – стабилизирующие парашюты; 9 – чехол; 10 – спасательный парашют; 11 – крышка-сиденье; 12 – ранец НАЗ-7; 13 – фал; 14 – радиомаяк; 15 – спасательный плот

Подъем кресла на высоту, достаточную для переброса через киль самолета при катапультировании на больших скоростях полета и для наполнения купола спасательного парашюта на малых высотах, ввод спасательного парашюта и отделение спасаемого летчика от кресла обеспечивается двухступенчатым КСМУ с механизмом ввода парашюта, а снижение и приземление (приводнение) летчика – спасательной системой ПСУ-36 серии 2 с индивидуальной подвесной системой ИПС-72.

Катапультирование производится при вытягивании летчиком поручней катапультирования, после чего все системы кресла и бортовая система аварийного сброса фонаря срабатывают автоматически вплоть до ввода спасательного парашюта и отделения летчика от кресла. Конструкция кресла обеспечивает возможность катапультирования одного летчика по команде другого (для МиГ-29УБ) и допускает применение специального бортового автомата, обеспечивающего принудительное катапультирование без вмешательства летчика.

При катапультировании на нулевой или малой скорости при рулении, взлете и послепосадочном пробеге ввод спасательного парашюта обеспечивается при приближении кресла к вершине активного участка траектории.

При катапультировании на высоте до 5000…6000 м (в зависимости от настройки прибора ППК-У-Т 424) кресло поднимается по траектории в стабилизированном, устойчивом положении, проходит над килем самолета, спасательный парашют вводится в начальный момент снижения.

При катапультировании на высоте более 5000…6000 м и высокой скорости полета самолета кресло поднимается по траектории в стабилизированном положении, снижается с незначительным вращением в плоскости телескопических штанг, спасательный парашют вводится на высоте, не превышающей 5000…6000 м, а система дополнительной защиты при катапультировании на скорости, превышающей 800…900 км/ч, вводит дефлектор до выхода кресла из кабины.

После автоматического отделения от кресла купол спасательного парашюта наполняется и обеспечивает снижение летчика, а поддержа-

ние жизнедеятельности летчика после приземления или приводнения и облегчение его обнаружения обеспечивается средствами носимого аварийного запаса, отделяющегося от кресла вместе с летчиком, поддержание летчика на поверхности воды – с помощью плота ПСН-1.

2.2. Описание катапультного кресла К-36ДМ серии 2

2.2.1. Состав и устройство

Катапультное кресло (рис. 24, 25) состоит из:

- сиденья 29 с установленной в нем профилированной крышкой с блоком жизнеобеспечения;
- комбинированного стреляющего механизма КСМУ-36;
- коробки механизмов 41;
- заголовника 1;
- спасательной системы ПСУ-36 серии 2 с куполом, уложенным в заголовник;
- эксплуатационных систем, обеспечивающих удобство размещения и работы летчика в кресле;
- аварийных систем, обеспечивающих безопасное катапультирование.

Бесступенчатое изменение положения сиденья по высоте обеспечивается электромеханической системой регулирования сиденья по росту, а эксплуатационная фиксация летчика в кресле – системой фиксации с помощью индивидуальной подвесной системы, надеваемой летчиком до посадки в кресло. Связь подвесной системы с креслом обеспечивается с помощью лент крепления, вшитых в свободные концы спасательного парашюта с пряжками, подсоединяемыми к ремням 5 механизма притяга плеч, и ремнями крепления 18, соединяемыми через скобы с профилированной крышкой и через пряжки – с ремнями механизма притяга пояса 7. В полете при возникновении случайной перегрузки в направлении «спина-грудь» механизм притяга плеч автоматически стопорит и удерживает летчика от перемещения в направлении полета.

Принудительная фиксация при катапультировании обеспечивается системой фиксации, состоящей из (рис. 24):

- механизма притяга плеч, размещенного в коробке механизмов 41;
- механизма притяга пояса 9;
- двух ограничителей разброса рук с лопастями 6 и 23;
- двух механизмов подъема ног 12;
- двух притягов ног 13 с ложементами голеней 14;
- пиромеханизма 38 с электромеханическим затвором, срабатывающим по команде системы управления катапультированием.

Пиромеханизм системы фиксации заряжается пиропатроном ПК-21М-2, а затвор пиромеханизма – электропиропатроном УДП2-1.

КСМУ состоит:

- из двухтрубного стреляющего механизма первой ступени;
- порохового реактивного двигателя второй ступени;
- механизма ввода парашюта.

Первая ступень КСМУ состоит из наружной и внутренней труб, переходника 36 и пиромеханизма 33 с электромеханическим затвором, срабатывающим по команде системы управления катапультированием.

Пиромеханизм первой ступени заряжается пиропатроном ПК-16М, а затвор пиромеханизма – электропиропатроном УДП2-1. Первая ступень, работая в течение 0,2 с, сообщает креслу начальную скорость не менее 13,6 м/с.

Вторая ступень КСМУ состоит из порохового реактивного двигателя с соплом 34 и пиромеханизма-воспламенителя 32 с механическим затвором и приводом включения, срабатывающим при движении кресла в направляющих рельсах кабины самолета. Корпус второй ступени снаряжается пороховым зарядом ПЗ-АМ, а пиромеханизм-воспламенитель заряжается патроном-воспламенителем ПВ-35. Вторая ступень, работая в течение 0,4 с, развивает тягу не менее 3300 кгс.

Механизм вывода парашюта 42 обеспечивает отстрел заголовника для ввода спасательного парашюта и состоит из правого и левого патронников с механическими затворами и корпуса с хвостовиком. Патронники механизма ввода парашюта заряжаются пиропатронами ПК-21М-2, дублирующими друг друга. Катапультирование начинается при вытягивании поручней катапультирования 16.

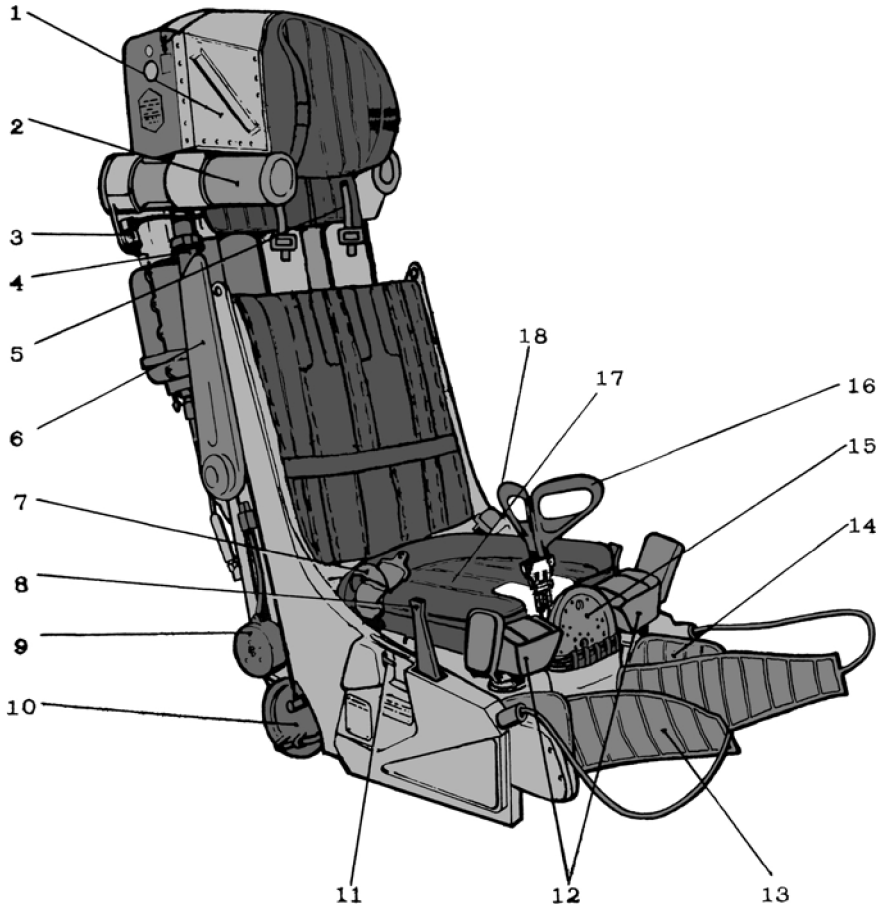
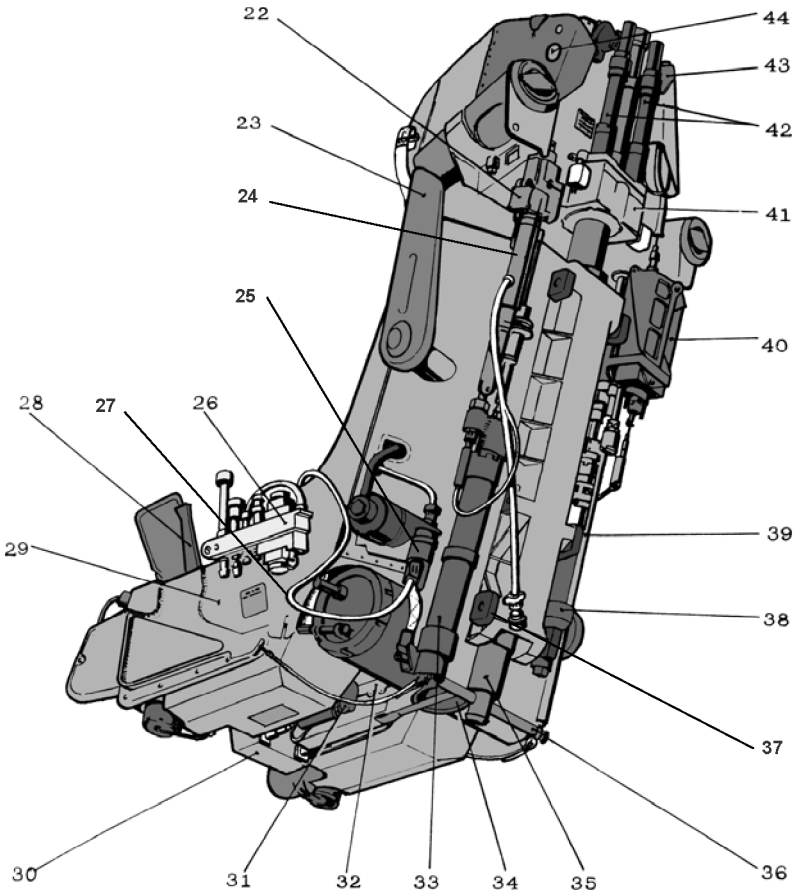


Рис. 24. Катапультное кресло К-36ДМ серии 2:
1 – заголовник; 2 – правая стабилизирующая штанга; 3 – цилиндр пиропривода механического включения бортовой системы сброса фонаря; 4 – пиромеханизм системы стабилизации; 5 – ремень механизма притяга плеч; 6 – правая лопасть ограничителя разброса рук; 7 – ремень механизма притяга пояса; 8 – ручка механизма притяга поясных ремней; 9 – механизм притяга пояса; 10 – корпус второй ступени КСМУ; 11 – тумблер переключателя МПС-7; 12 – механизм подъема ног; 13 – подушка притяга правой ноги; 14 – левый ложемент голени; 15 – дефлектор; 16 – поручни катапультирования; 17 – мягкая подушка;18 – ремень крепления; 22 – механизм блокировки; 23 – левая лопасть ограничителя разброса рук; 24 – отрывной разъем сигналов;



25 – отрывной разъем питания; 26 – объединенный разъем коммуникаций; 27 – электрожгут стыковочного разъема питания; 28 – ручка стопорения ремней механизма притяга плеч; 29 – сиденье; 30 – механизм управления катапультированием; 31 – пироклапан; 32 – пиромеханизм-воспламенитель; 33 – пиромеханизм первой ступени КСМУ; 34 – сопло; 35 – хвостовик корпуса II ступени КСМУ; 36 – переходник; 37 – стыковочный разъем сигналов; 38 – пиромеханизм системы фиксации; 39 – привод включения пиромеханизма системы стабилизации; 40 – катапультный парашютный автомат КПА-4М; 41 – коробка механизмов; 42 – механизм ввода парашюта; 43 – парашютный полуавтомат ППК-1М-Т 424; 44 – парашютный полуавтомат ППК-У-Т 424

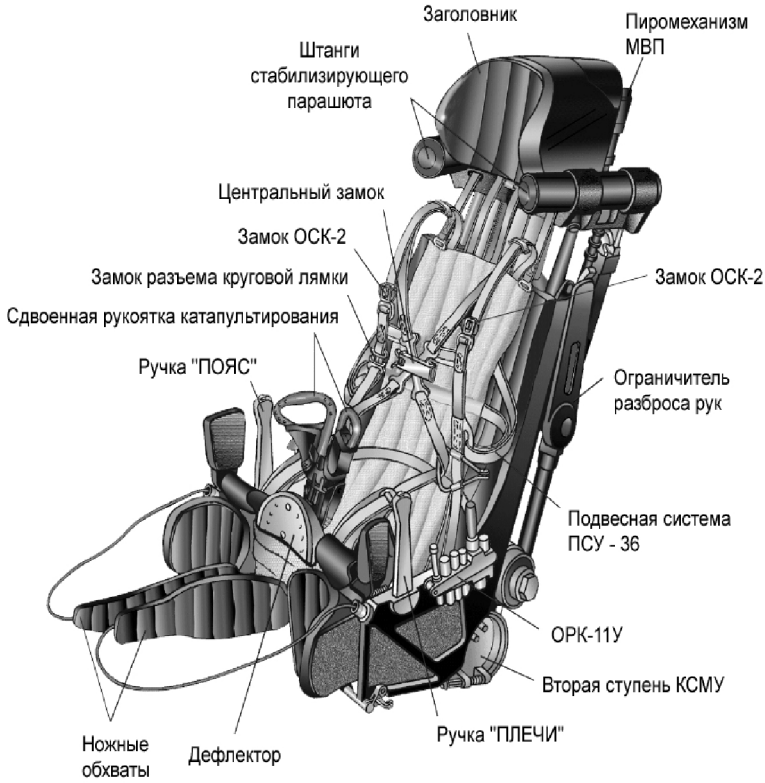


Рис. 25 Катапультное кресло К-36ДМ

Система управления катапультированием с помощью механизма управления катапультированием 30 и механизма блокировки 22 обеспечивает электромеханическое включение системы фиксации, электрическое и пиромеханическое включение бортовой системы сброса фонаря самолета, электрическое включение электропиропатрона светофильтра защитного шлема, а в случае применения летчиком защитного снаряжения с автоматическим опусканием светофильтра – подает сигнал бортовому самописцу аварийных режимов и параметров полета для записи момента катапультирования и обеспечивает электромеханическое включение пиромеханизма первой ступени КСМУ.

Механическое включение бортовой системы аварийного сброса фонаря производится толкателем цилиндра пиропривода 3, а механиз-

ма блокировки – фонарем самолета или дублирующими рычагами механизма блокировки.

Электрическое питание систем кресла осуществляется от бортовой сети самолета с помощью электрооборудования кресла, подсоединяемого к бортовой сети стыковочным разъемом питания со жгутом 27 и стыковочным разъемом сигналов 37. Отключение от бортовой сети при катапультировании обеспечивается отрывными разъемами 25 и 24. Стабилизация кресла после выхода из кабины обеспечивается системой стабилизации, состоящей из пиромеханизма 4, двух телескопических штанг 2 со стабилизирующими парашютами.

При катапультировании на скорости полета самолета, превышающей 800…900 км/ч, срабатывает система дополнительной защиты от воздушного потока с дефлектором 15, защищающим голову и грудь члена экипажа от скоростного напора.

При катапультировании на меньшей скорости система отключается пироклапаном 31, заряженным электропиропатроном УДП2-1, срабатывающим по команде ИКРД при вытягивании поручней катапультирования.

Кислородное обеспечение летчика от бортового кислородного оборудования в полете и аварийным запасом при катапультировании производится кислородной системой кресла, состоящей из объединенного разъема коммуникаций 26 типа ОРК-11У, блока кислородного оборудования типа БКО-3.В2 и кислородного баллона с аварийным запасом кислорода, размещенными в профилированной крышке.

Ввод спасательного парашюта и отделение кресла от спасаемого летчика осуществляются системой ввода парашюта и разделения кресла, использующей энергию механизма ввода парашюта для отстрела заголовника 1 с уложенным в его контейнер куполом спасательного парашюта. Команда на отстрел заголовника подается парашютным полуавтоматом 43 типа ППК-1М-Т 424 или 44 типа ППК-У-Т 424, а скорость полета самолета при катапультировании учитывается катапультным парашютным автоматом 40 типа КПА-4М. Освобождение спасаемого летчика от связей с креслом обеспечивается шестью реза-

ками, перерезающими ремни механизмов притяга плеч, пояса и притягов ног.

Спасение летчика после отделения от кресла обеспечивается спасательной системой ПСУ-36 серии 2, работающей в сочетании с индивидуальной подвесной системой ИПС-72.

Носимый аварийный запас размещен в ранце и профилированной крышке, установленной в чашке сиденья. В профилированную крышку уложены спасательный плот ПСН-1 и автоматический радиомаяк «Комар-2М», а в ранец – продуктовый запас, лагерное снаряжение, средства сигнализации, медицинские средства и батарея питания радиостанции. Профилированная крышка и ранец, закрытый клапанами крышки, обтянуты капроновым шнуром, пропущенным через два пирорезака Р-4, включение которых производится вытяжными фалами при выходе профилированной крышки с блоком жизнеобеспечения из чашки кресла.

Органы управления креслом имеют надписи, поясняющие их назначение, а отдельные особенности обслуживания отражены в надписях и трафаретах, напоминающих обслуживающему персоналу наиболее важные моменты технологии обслуживания.

Для исключения возможности непреднамеренного срабатывания и предотвращения поломки отдельных элементов кресло снабжено и внекабинными предохранителями.

2.2.2. Пирокомплект

В пирокомплект кресла входят (рис. 26):

– пиропатрон ПК-16М, устанавливаемый в пиромеханизм первой ступени КСМУ;

– пиропатроны ПК-21М-2, устанавливаемые в пиромеханизм системы фиксации (1 шт.), в пиромеханизм системы стабилизации (1 шт.) и в патронники механизма ввода парашюта (2 шт.);

– патрон-воспламенитель ПВ-35, устанавливаемый в пиромеханизм-воспламенитель второй ступени КСМУ;

– два полукомплекта порохового заряда ПЗ-АМ, устанавливаемые в камеры корпуса второй ступени КСМУ;

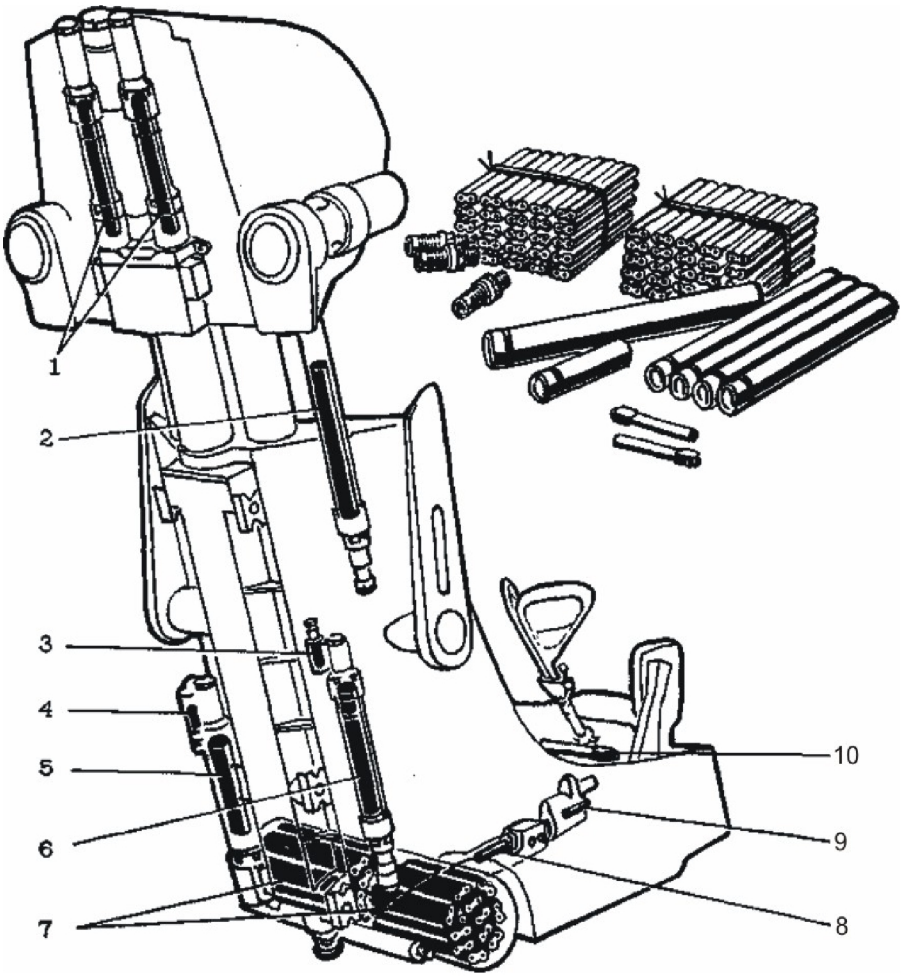


Рис. 26. Пирокомплект:

1 – пиропатроны ПК-21А1-2 механизма ввода парашюта; 2 – пиропатрон ПК-21М-2 пиромеханизма системы стабилизации; 3 – электропиропатрон УДП2-1 электромеханического затвора пиромеханизма системы фиксации; 4 – электропиропатрон УДП2-1 электромеханического затвора пиромеханизма первой ступени КСМУ; 5 – пиропатрон ПК-16М пиромеханизма первой ступени КСМУ; 6 – пиропатрон ПК-21М-2 пиромеханизма системы фиксации; 7 – пороховой заряд ПЗ-АМ; 8 – патрон-воспламенитель ПВ-35 пиромеханизма-воспламенителя; 9 – электропиропатрон УДП2-1 пироклапана системы дополнительной защиты от воздушного потока; 10 – пирорезак Р-4 НАЗ-7

– электропиропатроны УДП2-1, устанавливаемые в электромеханический затвор пиромеханизма первой ступени КСМУ (1 шт.), в электромеханический затвор пиромеханизма системы фиксации (1 шт.) и в пироклапан системы дополнительной защиты от воздушного потока (1 шт.);
– пирорезаки Р-4 (2 шт.), устанавливаемые на шнуре, стягивающем клапаны профилированной крышки.

2.2.3. Органы управления креслом

Управление системами кресла осуществляется эксплуатационными и аварийными ручками управления, размещенными в удобных для летчика местах. Регулирование положения сиденья по росту производится тумблером переключателя МПС-7 (рис. 27), установленного на правой боковине чашки. Эксплуатационный притяг пояса осуществляется несколькими перемещениями ручки 6 «ПОЯС» из нейтрального положения к спинке сиденья, стопорение – при установке ручки в нейтральное положение, а расстопорение – из нейтрального положения вперед. Стопорение ремней механизма притяга плеч осуществляется при перемещении ручки «ПЛЕЧИ» к спинке сиденья, а расстопорение – от спинки, при этом перемещение ручки «ПЛЕЧИ» возможно только при отжатии ручки влево. Включение кислородной системы кресла в полете в случае отказа бортового кислородного оборудования производится вытягиванием ручки 4 «АВАРИЙНЫЙ КИСЛОРОД». Включение систем кресла для покидания самолета катапультированием осуществляется вытягиванием поручней катапультирования 3 механизма управления катапультированием.

2.3. Работа катапультного кресла К-36ДМ серии 2

2.3.1. Работа при вытягивании поручней катапультирования

При вытягивании поручней катапультирования происходит (рис. 28):

– механическое и электрическое включение пиромеханизма системы фиксации;

– подача электрического сигнала на пиромеханизм бортовой системы аварийного сброса фонаря самолета;
– подача электрического сигнала на электропиропатрон светофильтра защитного шлема;
– замыкание цепи сигнала бортовому самописцу аварийных режимов и параметров полета;

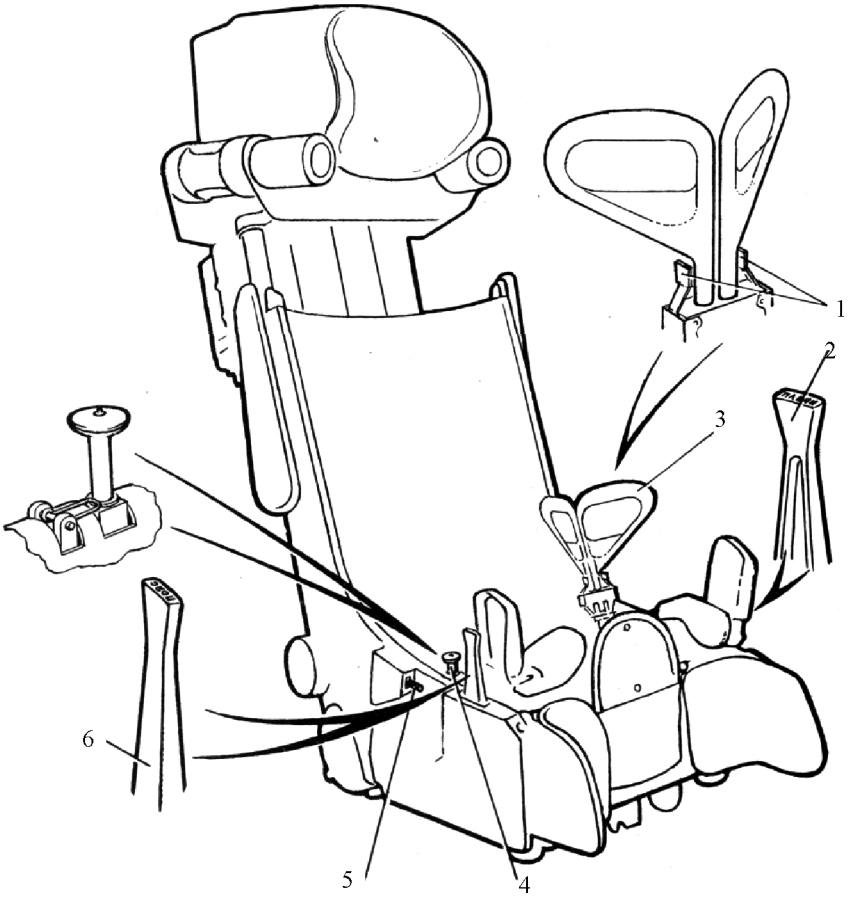


Рис. 27. Органы управления:
1 – рычаг стопорения поручней катапультирования; 2 – ручка стопорения ремней механизма притяга плеч; 3 – поручни катапультирования; 4 – ручка «АВАРИЙНЫЙ КИСЛОРОД»; 5 – тумблер переключателя МПС-7; 6 – ручка притяга ремней механизма притяга пояса

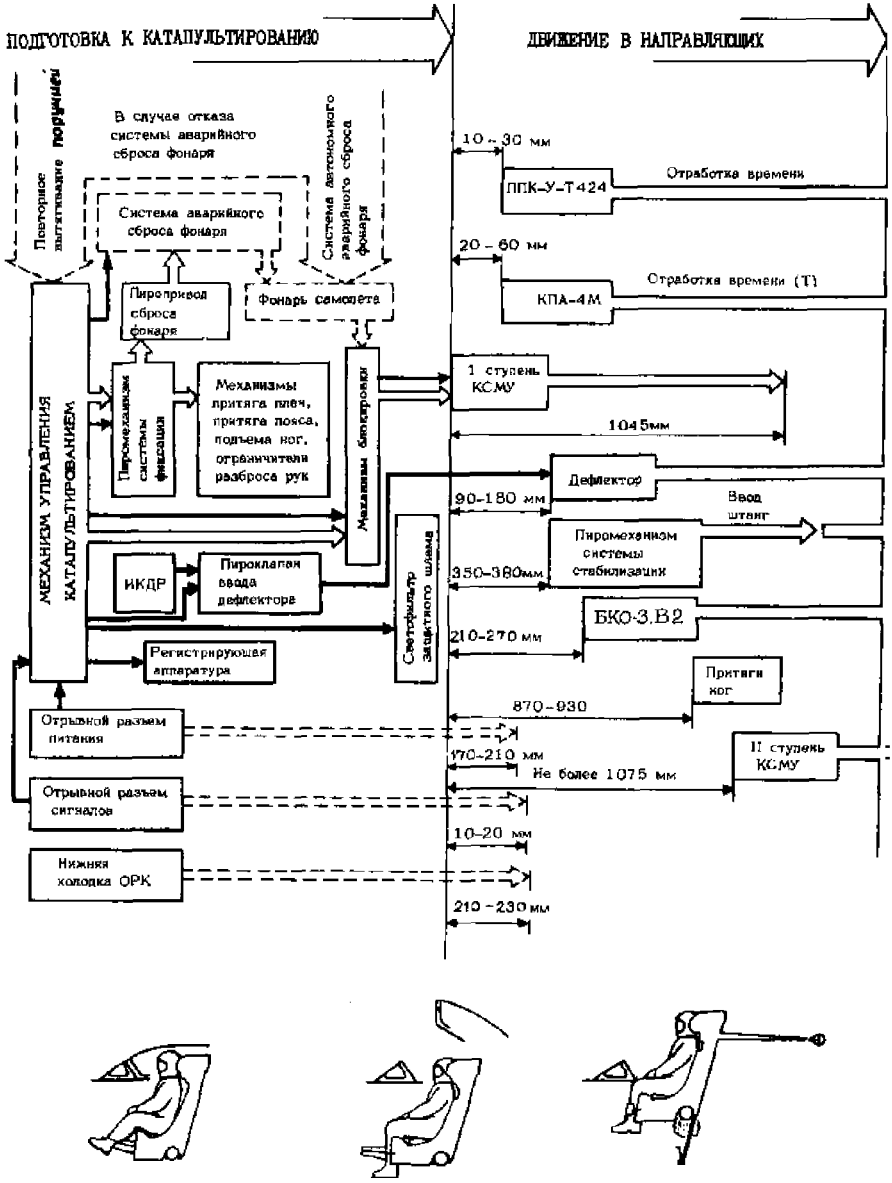
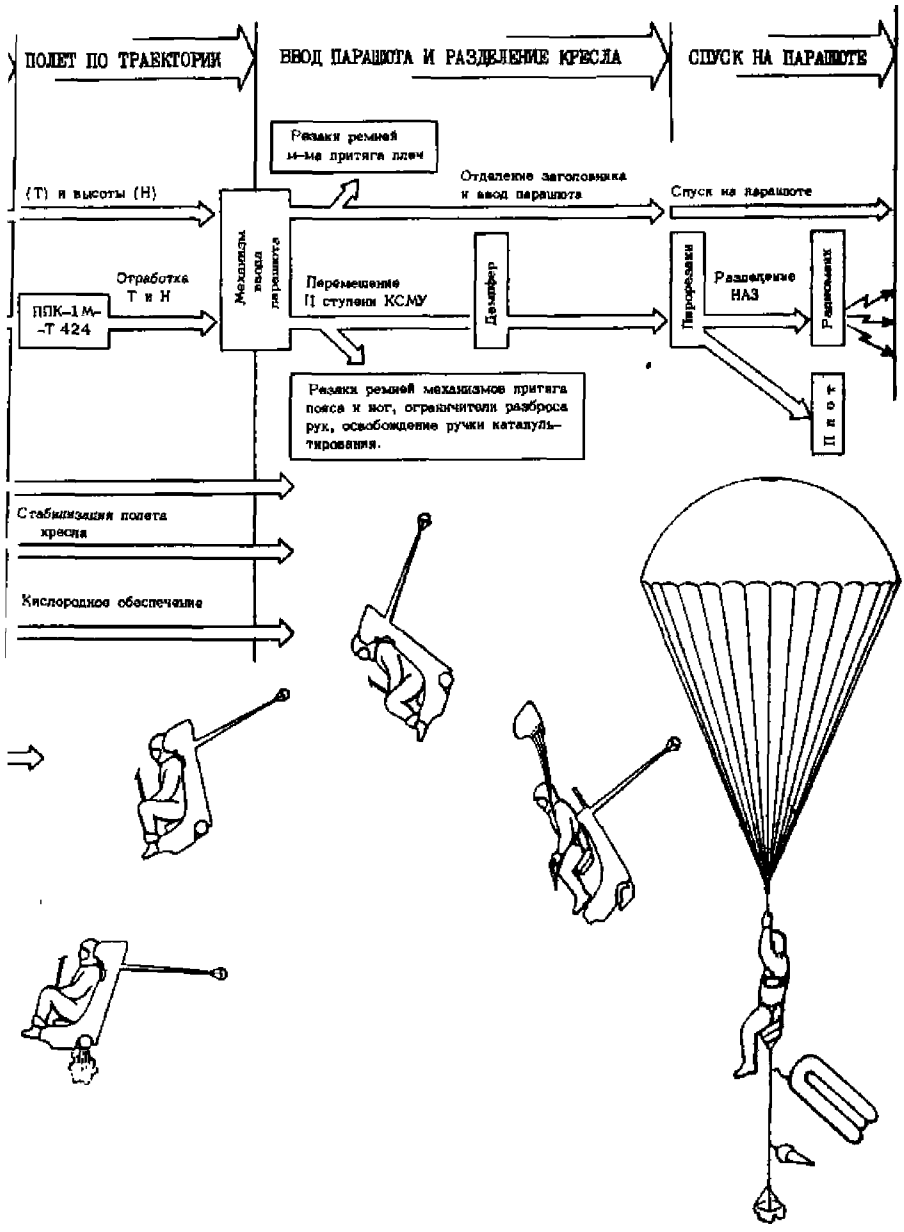


Рис.28. Схема работы кресла



при катапультировании

- подача напряжения от бортовой сети через механизм управления катапультированием к механизму блокировки;
- подача электрического сигнала бортовым измерительным комплексом реле давления к электропиропатрону пироклапана системы дополнительной защиты от воздушного потока при катапультировании на скорости полета самолета, не превышающей 800…900 км/ч;
- при катапультировании на большей скорости электрический сигнал не подается;
- при срабатывании электропиропатрона пироклапан перекрывает связь дефлектора с первой ступенью КСМУ.

Под действием газов сработавшего пиромеханизма системы фиксации осуществляется:

- притяг плеч летчика втягиванием и стопорением ремней механизма притяга плеч;
- притяг пояса втягиванием и стопорением ремней механизма притяга пояса;
- ограничение разброса рук разворотом лопастей ограничителей разброса рук;
- подъем ног летчика механизмами подъема ног;
- срабатывание пиропривода механического включения бортовой системы сброса фонаря, дублирующего электрическое включение пиромеханизма сброса.

При сбросе фонаря самолета срабатывает механизм блокировки. Механизм блокировки замыкает электрическую цепь и разблокировывает механический привод включения пиромеханизма первой ступени КСМУ, а электрический сигнал или механический привод системы управления катапультированием включают пиромеханизм первой ступени КСМУ.

В случае отказа бортовой системы аварийного сброса фонаря летчик должен отпустить поручни катапультирования, сбросить фонарь с помощью бортовой системы автономного аварийного сброса и повторить вытягивание поручней.

2.3.2. Движение в направляющих рельсах

Под действием газов пиромеханизма первой ступени кресло разгоняется в направляющих рельсах кабины самолета.

При движении кресла в направляющих рельсах кабины на различных ходах обеспечивается включение бортовых устройств, применение которых зависит от типа самолета, и происходит (рис. 28):

- на ходе 10…20 мм – расстыковка отрывного разъема сигналов, отключающего часть цепей электрооборудования кресла от бортовой сети самолета;
- на ходе 10…30 мм – включение парашютного полуавтомата ППК-У-Т 424;
- на ходе 20…60 мм – включение катапультного парашютного автомата КПА-4М;
- на ходе 170…210 мм – расстыковка отрывного разъема питания, полностью отключающего электрооборудование кресла от бортовой сети самолета;
- на ходе 210…230 мм – отделение нижней колодки ОРК, отсоединяющей коммуникации бортового оборудования самолета от коммуникаций высотного снаряжения летчика и кислородной системы кресла;
- на ходе 210…270 мм – включение блока кислородного оборудования и начало подачи кислорода летчику из кислородного баллона;
- на ходе 90…180 мм – ввод дефлектора под действием газов пиромеханизма первой ступени КСМУ (при катапультировании на скорости полета самолета, превышающей 800…900 км/ч);
- на ходе 350…380 мм – включение пиромеханизма системы стабилизации, обеспечивающего выдвижение телескопических штанг и ввод стабилизирующих парашютов в момент выхода телескопических штанг из кабины самолета;
- на ходе 870…930 мм – притяг и фиксация ног летчика с помощью притягов ног;
- на ходе 1045 мм – разъединение труб первой ступени КСМУ;

– на ходе не более 1075 мм – включение пиромеханизма-воспламенителя второй ступени КСМУ и воспламенение порохового заряда второй ступени.

Кресло сходит с направляющих рельсов и совершает полет по траектории, а необходимая высота подъема кресла обеспечивается последовательным срабатыванием первой и второй ступеней КСМУ.

2.3.3. Полет по траектории

При полете по траектории происходит (рис. 28):

– обеспечение летчика кислородом;
– стабилизация полета кресла телескопическими штангами со стабилизирующими парашютами;
– отработка катапультным парашютным автоматом КПА-4М задержки времени, зависящей от скорости полета самолета при катапультировании;
– включение катапультным парашютным автоматом КПА-4М парашютного полуавтомата ППК-1М-Т 424;
– отработка парашютным полуавтоматом ППК-1М-Т 424 заданного времени;
– отработка заданного времени парашютным полуавтоматом ППК-У-Т 424.

Траектория полета кресла зависит от высоты, положения и скорости полета самолета, на которых произошло катапультирование.

2.3.4. Ввод парашюта и разделение кресла

При достижении креслом установленной на парашютных полуавтоматах высоты и отработки полуавтоматами заданного времени ППК-1М-Т 424 или ППК-У-Т 424 включается механизм ввода парашюта, который под действием газов сработавшего пиропатрона отстреливается вместе с заголовником от кресла.

При отстреле механизма ввода парашюта с заголовником происходит (см. рис. 28):

– срабатывание резаков ремней механизма притяга плеч, освобождающих плечи летчика от связи с креслом;
– расчековка и ввод спасательного парашюта;

– перемещение наружной трубы первой ступени со второй ступенью КСМУ под действием силы отдачи, возникшей при отстреле заголовника.

Перемещение наружной трубы первой ступени и второй ступени ограничиваются демпфером, установленным на хвостовике корпуса второй ступени КСМУ и каркасе сиденья, и обеспечивает:

– срабатывание резаков ремней механизма притяга пояса и ремней притягов ног, освобождающих летчика от связи с креслом;
– освобождение рук летчика ограничителями разброса рук;
– отделение кресла от летчика и выход профилированной крышки с блоком жизнеобеспечения из чашки сиденья.

Выход профилированной крышки из чашки сиденья сопровождается освобождением поручней катапультирования включением пирорезаков Р-4 на ходе 600 мм. Через 4 с после включения пирорезаки перерезают шнур зачековки клапанов профилированной крышки, освобождая ранец, радиомаяк и спасательный плот.

При отделении от профилированной крышки ранец повисает на 13- метровом фале, радиомаяк автоматический включается в работу, а плот автоматически наполняется углекислотой.

2.4. Назначение, состав и работа систем катапультного кресла К-36ДМ серии 2

2.4.1. Сиденье

Сиденье – блок, на котором размещаются все механизмы и узлы кресла. Силовой основой сиденья является каркас.

Каркас состоит из продольного и поперечного наборов, наружной 20 (рис. 29) и внутренней 14 обшивок и кронштейнов, предназначенных для крепления механизмов кресла. В продольный набор входят балка 17, профильные окантовки 16 и штампованные боковые стенки 10, а в поперечный – четыре шпангоута и передняя стенка. Два верхних шпангоута 15 и 19 штампованные, а два нижних, закрытых внутренней обшивкой, – составные, клепаные. Передняя стенка собрана из верхней 5 и нижней полок и обшивки, состоящей из наружного 7 и внутреннего листов. Кронштейны 6, установленные на передней стенке, предназначены для крепления ложементов голеней ног 8.

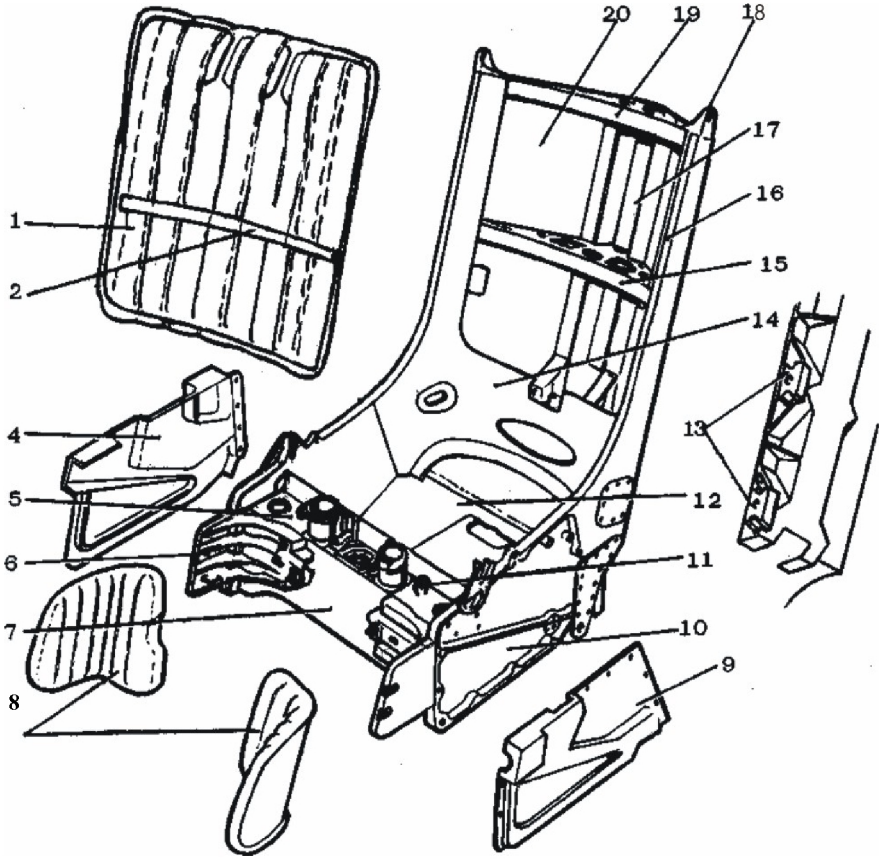


Рис. 29. Сиденье:

1 – спинка; 2 – лента подтяга свободных концов парашюта; 4 – правый кожух; 5 – верхняя полка передней стенки; 6 – кронштейн ложемента голени ноги; 7 – наружный лист передней стенки; 8 – ложементы голеней ног; 9 – левый кожух; 10 – боковая стенка; 11 – нижний такелажный узел; 12 – днище; 13 – бобышки; 14 – внутренняя обшивка; 15 – шпангоут; 16 – профильная окантовка; 17 – балка; 18 – верхний такелажный узел; 19 – шпангоут; 20 – наружная обшивка

Боковые стенки, передняя стенка и днище 12 образуют чашку сиденья, закрываемую профилированной крышкой и используемую для размещения носимого аварийного запаса.

Передний люк каркаса закрывается металлической спинкой с мягкой обшивкой и ложементами для укладки свободных концов парашюта

спасательной системы, а боковые стенки – кожухами 4 и 9. Спинка сиденья и крышки боковых стенок закрепляются на каркасе винтами. Лента 2 служит для подтяга и фиксации свободных концов парашюта.

На балке сиденья установлены три пары бобышек 13, предназначенных для ориентирования кресла при перемещении по направляющим рельсам, а два верхних 18 и два нижних 11 такелажных узла служат для подсоединения крюков такелажного приспособления при зачаливании кресла.

2.4.2. Комбинированный стреляющий механизм

2.4.2.1 Общие сведения

Комбинированный стреляющий механизм КСМУ-36 – энергодатчик, обеспечивающий разгон и подъем кресла на необходимую для безопасного катапультирования высоту, ввод дефлектора системы дополнительной защиты от воздушного потока, ввод спасательного парашюта и отделение кресла от спасаемого летчика.

КСМУ состоит из двухтрубного стреляющего механизма – первой ступени 2 (рис. 30), порохового реактивного двигателя – второй ступени 7 и механизма ввода парашюта 1.

Первая ступень в сборе со второй устанавливается в расточенные отверстия каркаса сиденья и закрепляется с механизмом ввода парашюта гайкой 11 через срезное кольцо 10. Два болта 3 с наконечниками 4, головки которых устанавливаются в пазы боковых стенок каркаса, ориентируют вторую ступень относительно сиденья, а два фиксатора 9 и направляющие штифты 8, закрепленные на коробке механизмов кресла, удерживают механизм ввода парашюта с заголовником от разворота встречным потоком воздуха при катапультировании. Штуцер 5 с помощью телескопического устройства 6 соединяет первую ступень с системой дополнительной защиты от воздушного потока.

Необходимая для спасения траектория полета кресла достигается последовательным срабатыванием первой и второй ступеней КСМУ, а ввод спасательного парашюта – отстрелом механизма ввода парашюта с заголовникам.

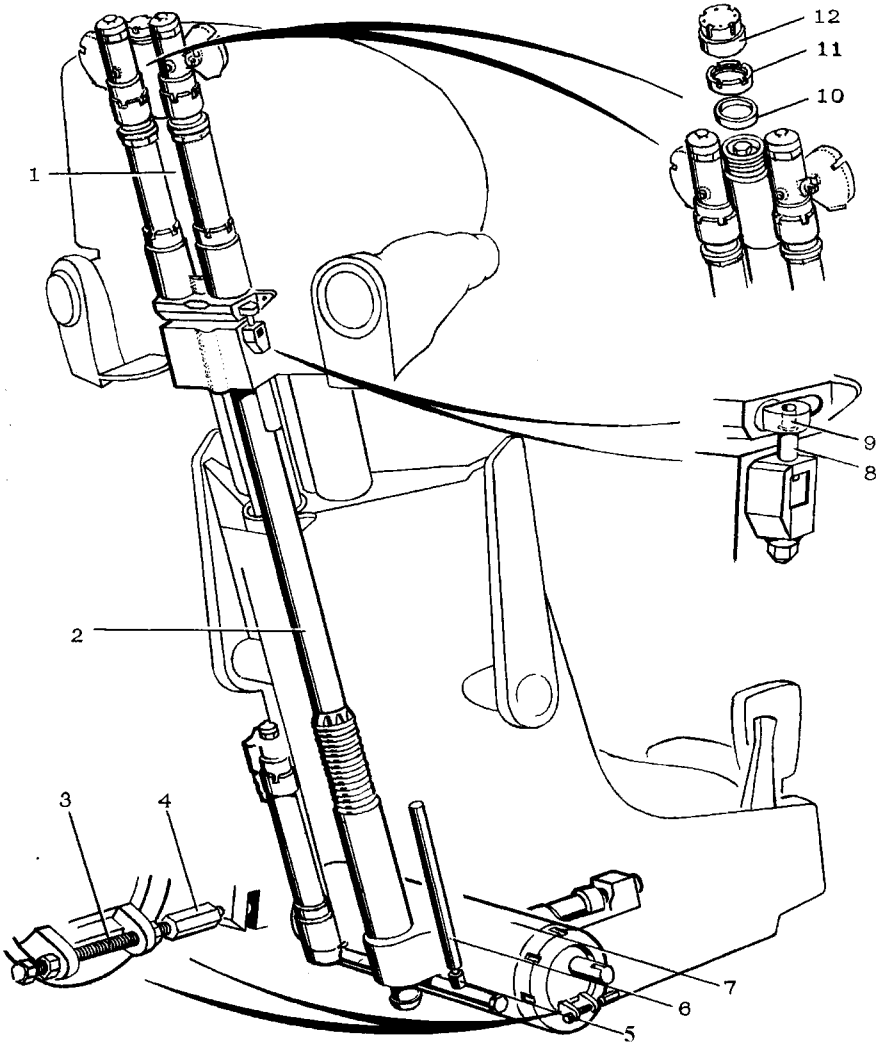


Рис. 30. Комбинированный стреляющий механизм:
1 – механизм ввода парашюта; 2 – первая ступень; 3 – установочный болт; 4 – наконечник; 5 – штуцер; 6 – телескопическое устройство системы дополнительной защиты от воздушного потока; 7 – вторая ступень; 8 – направляющий штифт; 9 – фиксатор; 10 – срезное кольцо; 11 – гайка крепления срезного кольца; 12 – крышка

2.4.2.2. Описание КСМУ

а. Первая ступень КСМУ

Первая ступень КСМУ предназначена для разгона кресла в направляющих рельсах и при выходе из кабины самолета. Первая ступень состоит из наружной 8 (рис. 31) и внутренней 23 труб, переходника 14 и пиромеханизма с патронником 19 и электромеханическим затвором 21.

Внутренняя труба закреплена на хвостовике переходника муфтой 9, а наружная соединяется с внутренней с помощью шарикового замка, состоящего из восьми шариков 6, завальцованных в гнездах внутренней трубы, обоймы 1 с кольцевой канавкой под шарики, поршня 5, пружины 2 и хвостовика 4. Отверстия 3, выполненные в обойме, предназначены для перепуска газов из механизма ввода парашюта при его срабатывании в полость обоймы, расположенную над шариковым замком, а резьбовое отверстие в головке хвостовика 4 – для открытия шарикового замка с помощью приспособления при сборке первой ступени. Взаимное положение труб обеспечивается выступами на нижнем торце наружной трубы и пазами на внутренней, а соединение труб уплотняется проволочным пружинным кольцом 7.

Переходник предназначен для перепуска газов из патронника пиромеханизма во внутреннюю трубу первой ступени и через штуцер 11 – в трубопровод системы дополнительной защиты от воздушного потока. Пята 15 переходника служит для крепления кресла в замке направляющих рельсов, а две пары кронштейнов 13 – для крепления фал притягов ног системы фиксации.

Ходовой винт 22, предназначенный для перемещения второй ступени вместе с сиденьем кресла относительно первой ступени, при регулировании сиденья по росту вращается на упорном подшипнике 24 и удерживается на наружной трубе гайкой 25, являющейся нижним кольцом подшипника.

Пиромеханизм первой ступени – энергодатчик, обеспечивающий работу первой ступени. Пиромеханизм состоит из патронника 19, колосника 17 с рассекателем, электромеханического затвора 21 и заряжается пиропатроном ПК-16М. Пиропатрон уплотняется в патроннике резиновым и фторопластовым кольцами, а патронник установлен на переходнике и закреплен колосником.

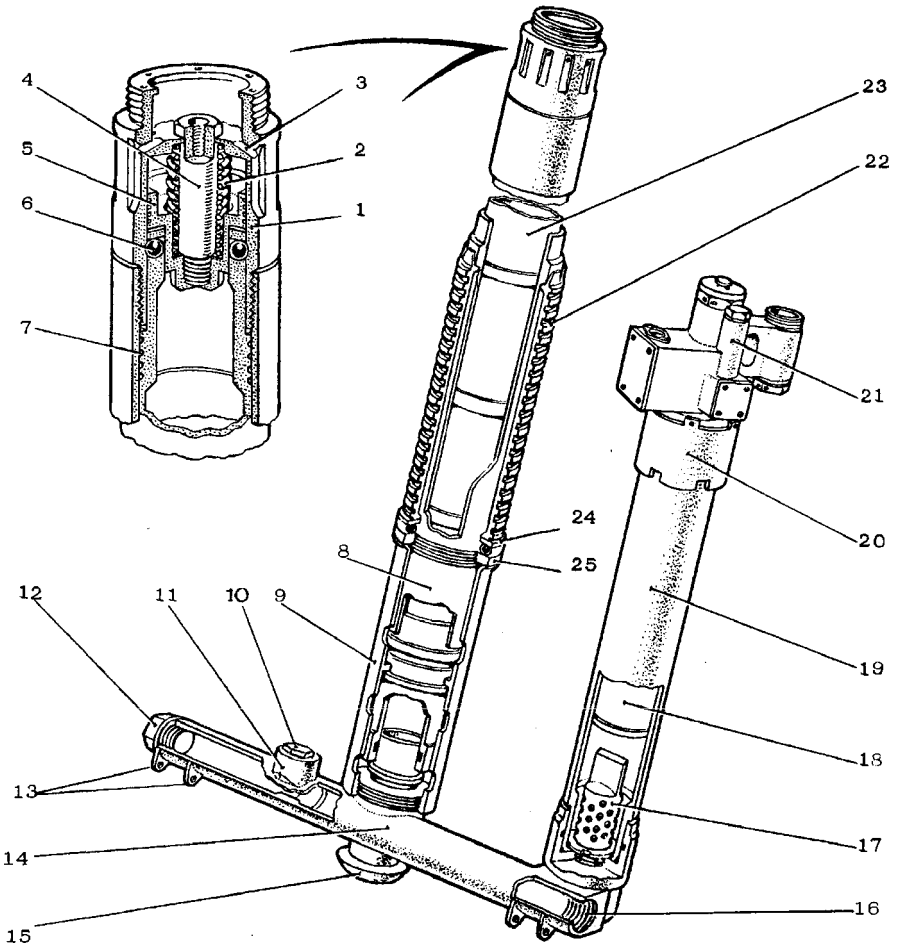


Рис. 31. Первая ступень КСМУ:

1 – обойма; 2 – пружина; 3 – перепускное отверстие; 4 – хвостовик поршня; 5 – поршень; 6 – шарик замка; 7 – уплотнительное кольцо; 8 – наружная труба; 9 – муфта; 10 – заглушка; 11 – штуцер отбора газов; 12 – заглушка; 13 – кронштейны; 14 – переходник; 15 – пята переходника; 16 – гнездо для пиротолкателя; 17 – колосник; 18 – пиропатрон ПК-16М; 19 – патронник пиромеханизма; 20 – гайка крепления затвора; 21 – затвор пиромеханизма; 22 – ходовой винт; 23 – внутренняя труба; 24 – подшипник; 25 – гайка

б. Вторая ступень КСМУ

Вторая ступень КСМУ предназначена для сообщения креслу дополнительного импульса, обеспечивающего безопасную траекторию катапультирования. Вторая ступень состоит из корпуса 39 (рис. 32) с хвостовиком 42 и пиромеханизма-воспламенителя с патронником 24, затвором 26 и приводом включения.

Корпус второй ступени КСМУ служит для размещения порохового заряда ПЗ-АМ и является камерой сгорания, а пороховой заряд состоит из двух полукомплектов, содержащих по двадцать пять двухканальных пороховых шашек 40. Полукомплекты заряда размещаются в левой и правой камерах корпуса, разделенных колосниковыми решетками 37. Камеры закрываются левой 20 и правой крышками, затянутыми накидными гайками 22 и 38, а упоры 17, закрепленные на крышках, ограничивают свободу перемещения полукомплектов заряда. Штуцеры 18 на левой и правой крышках предназначены для подсоединения канатов резаков ремней механизма притяга пояса, резаков ремней притягов ног и канатов ограничителей разброса рук. В резьбовые отверстия кронштейнов 21 устанавливаются болты, ориентирующие с помощью наконечников 4 (см. рис. 30) корпус второй ступени относительно каркаса сиденья. В центральной части корпуса размещен и закреплен гайкой 36 (рис. 32) блок 14 с диафрагмой 15, герметизирующей камеры. Диафрагма удерживается накидной гайкой 16, а для защиты от случайных повреждений закрыта металлической расчалкой 34. Хвостовик 42 второй ступени с помощью резьбы соединяет вторую ступень с ходовым винтом первой ступени и обеспечивает перемещение второй ступени с сиденьем при вращении ходового винта. Пиромеханизм-воспламенитель второй ступени предназначен для воспламенения порохового заряда и состоит из патронника 24, затвора 26 и привода включения.

Пиромеханизм-воспламенитель заряжается двухкапсюльным герметичным патроном-воспламенителем ПВ-35, снаряженным крупнозернистым дымным порохом КЗДП №1. Затвор пиромеханизма-воспламенителя состоит из корпуса 9 с заглушкой 11, втулкой 7, закрепленной штифтом 5, ударника 8 с двумя бойками, боевой пружины 10 и чеки 3.

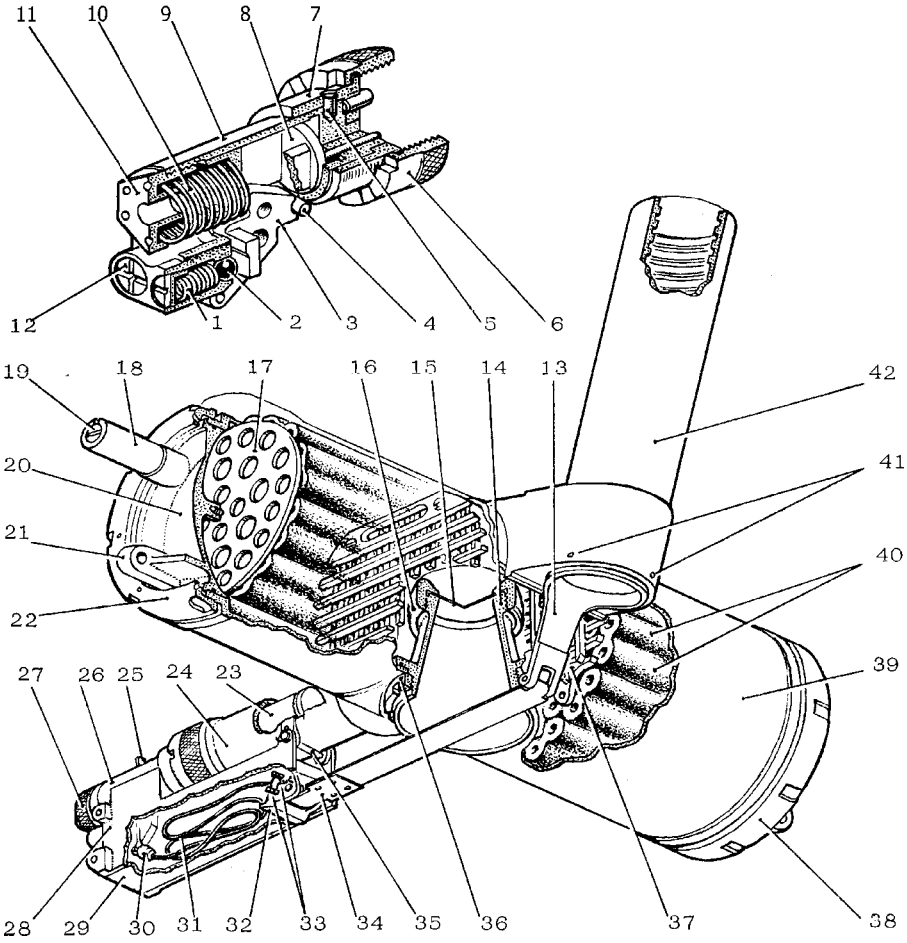


Рис. 32. Вторая ступень КСМУ:

1 – пружина; 2 – шарик; 3 – чека; 4 и 5 – штифты; 6 – гайка крепления затвора; 7 – втулка; 8 – ударник; 9 – корпус затвора; 10 – боевая пружина; 11, 12, 19 – заглушки; 13 – проушина; 14 – блок; 15 – диафрагма; 16 – накидная гайка; 17 – упор; 18 – штуцер; 20 – крышка; 21 – кронштейн; 22 и 38 – гайки крепления крышек; 23 – патрон-воспламенитель ПВ-35; 24 – патронник; 25 – указатель наличия патрона; 26 – затвор; 27 – наземный предохранитель; 28 – коробка привода; 29 – створка коробки; 30 – наконечник каната; 31 – канат; 32 – переходник; 33 – срезные шпильки; 34 – расчалка; 35 – валик; 36 – гайка крепления блока; 37 – колосниковая решетка; 39 – корпус; 40 – пороховой заряд ПЗ-АМ; 41 – срезные винты; 42 – хвостовик корпуса

Затвор закрепляется на патроннике накидной гайкой 6, а патрон-воспламенитель удерживается на втулке 7 двумя экстракторами и ориентируется по бойкам ударника с помощью штифта подобно пиропатрону ПК-16М на затворе пиромеханизма первой ступени. Для определения наличия патрона-воспламенителя в патроннике служит указатель 25, подобный указателю наличия пиропатрона затвора первой ступени, а для предохранения от случайного срабатывания пиромеханизма воспламенителя применяется наземный предохранитель 27, вворачиваемый в резьбовое отверстие ударника 8.

Ударник сжимает боевую пружину и удерживается в исходном положении чекой 3, установленной в гнездо корпуса затвора, а стопорение чеки осуществляется штифтом 4. Два шарика 2, поджатые пружинами 1, удерживают чеку от поворота.

Привод включения затвора состоит из коробки 28 со створкой 29, стального каната 31, переходника 32 и расчалки 34. Канат укладывается в коробку и наконечником 30 подсоединяется к чеке затвора, а через переходник и расчалку – к проушине 13, закрепленной на хвостовике корпуса второй ступени тремя срезными винтами 41. Переходник 32 удерживает створку 29 в закрытом положении и закрепляется на коробке двумя срезными шпильками 33.

в. Механизм ввода парашюта

Механизм ввода парашюта – энергодатчик, обеспечивающий отстрел заголовника при разделении кресла. Механизм ввода парашюта состоит из стакана 20 (рис. 33), левого 30 и правого 19 патронников с затворами, корпуса 16 с хвостовиком 15.

Механизм ввода парашюта устанавливается на наружной трубе первой ступени 23 и закрепляется гайкой 27 через срезное кольцо 26, а к корпусу 16 механизма крепится заголовник кресла. Два фиксатора 12 совместно с направляющими штифтами, закрепленными на коробке механизмов кресла, ориентируют механизм ввода парашюта и удерживают его с заголовником от разворота встречным потоком воздуха при катапультировании.

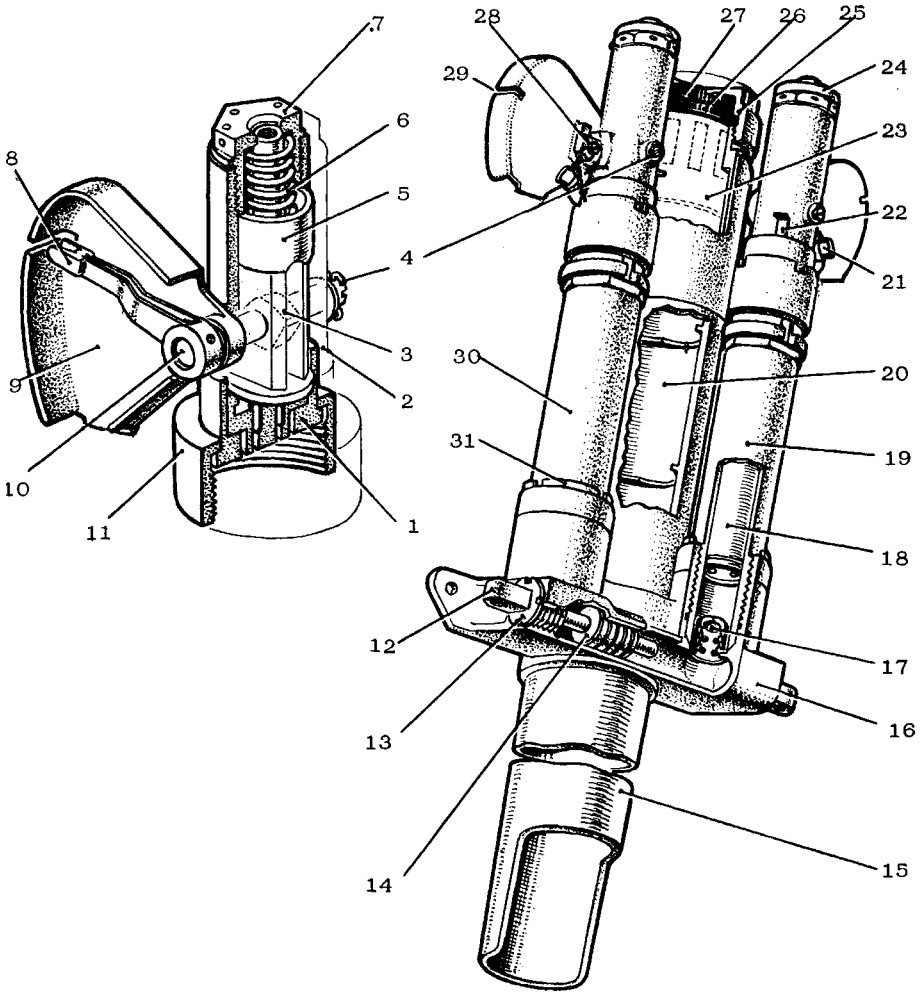


Рис. 33. Механизм ввода парашюта:

1 – втулка; 2 – корпус затвора; 3 – чека; 4 – шайба и шплинт крепления валика; 5 – ударник; 6 – боевая пружина; 7 – заглушка; 8 – качалка затвора; 9 – кожух; 10 – валик; 11 – гайка крепления затвора; 12 – фиксатор; 13 – заглушка; 14 – плунжер, 15 – хвостовик; 16 – корпус; 17 – колосник; 18 – пиропатрон ПК-21М-2; 19 – правый патронник; 20 – стакан; 21 – контровка; 22 – указатель наличия пиропатрона; 23 – наружная труба первой ступени; 24 – наземный предохранитель; 25 – крышка; 26 – срезное кольцо; 27 – гайка; 28 – винт крепления кожуха; 29 – смотровое окно; 30 – левый патронник; 31 – гайка крепления патронника

Стакан с крышкой 25 образуют рабочий цилиндр механизма, соединенный каналом корпуса 16 с патронниками. Канал закрыт заглушками 13 с гнездами для фиксаторов 12, а плунжер 14, перемещаясь по каналу, запирает канал одного из патронников при работе другого.

Патронники установлены в гнездах корпуса и закреплены гайками 31. Соединение герметизировано резиновым и фторопластовым кольцами. Механизм заряжается двумя пиропатронами ПК-21М-2, уплотнение которых в патронниках обеспечивается резиновыми и фторопластовыми кольцами, а колосники 17 защищают канал корпуса от загрязнения частицами пороха.

Затворы МВП одинаковы по устройству, но различаются как левый и правый. Каждый затвор состоит из корпуса 2 с заглушкой 7 и втулкой 1, ударника 5 с двумя бойками, боевой пружины 6, чеки 3, валика 10 и качалки 8 с кожухом 9. Затвор закрепляется на патроннике накидной гайкой 11, а пиропатрон удерживается на втулке затвора двумя экстракторами и фиксируется по бойкам ударника с помощью штифта подобно пиропатрону ПК-16М на затворе пиромеханизма первой ступени. Наличие пиропатрона в патроннике определяется с помощью указателя 22, а резьбовое отверстие в ударнике 5 служит для взведения затвора и установки предохранителя 24, исключающего случайное срабатывание механизма.

Качалка 8 затвора закреплена с помощью штифта на валике 10 и имеет паз для подсоединения наконечника силового каната парашютного полуавтомата ППК-1М-Т 424 для правого затвора и ППК-У-Т 424 – для левого затвора. Защитный кожух 9 предохраняет качалку затвора от непреднамеренного поворота и служит для запирания наконечника силового каната парашютного полуавтомата в пазе качалки. Кожух крепится винтом 28 к корпусу затвора; для контроля исходного положения качалки и наконечника силового каната прибора в защитном кожухе предусмотрено смотровое окно 29.

2.4.2.3. Работа КСМУ

а. Работа первой ступени КСМУ

В исходном положении шариковый замок первой ступени закрыт и удерживает наружную трубу на внутренней, пята переходника закреплена в замке направляющих рельсов, пиромеханизм заряжен пиропатроном, затвор снаряжен электропиропатроном и взведен, а предохранитель снят.

Первая ступень вступает в работу по команде системы управления катапультированием, включающей затвор пиромеханизма. Срабатывание затвора происходит при повороте чеки. Освобожденный ударник перемещается под действием боевой пружины и бойками накалывает капсюли пиропатрона 4 (рис. 34). Газы, образующиеся при сгорании порохового заряда пиропатрона ПК-16М, проходят по каналу переходника 5 во внутреннюю трубу 11 первой ступени, а через штуцер 6 – в трубопровод системы дополнительной защиты от воздушного потока, обеспечивая систему энергией, достаточной для ввода дефлектора. Под давлением газов, поступающих во внутреннюю трубу, поршень 12 приподнимается и открывает шариковый замок, освобождая наружную трубу 10 от связи с внутренней. Под действием газов наружная труба перемещается вместе со второй ступенью, разгоняя кресло по направляющим рельсам, а внутренняя труба с переходником остается в кабине самолета. Разделение наружной и внутренней труб происходит на ходе кресла 1045 мм.

б. Работа второй ступени КСМУ

В исходном положении канат привода включения затвора уложен в коробку и закрыт створкой, пиромеханизм-воспламенитель заряжен патроном-воспламенителем, камеры корпуса снаряжены пороховым зарядом, затвор пиромеханизма-воспламенителя взведен, а предохранитель снят (см. рис. 32).

Вторая ступень вступает в работу при движении кресла в направляющих рельсах после срабатывания первой ступени. При перемещении наружной трубы первой ступени по внутренней проушина 7 (рис. 34), упираясь в буртик муфты 9, срезает винты 8 и освобождается от связи с хвостовиком корпуса второй ступени.

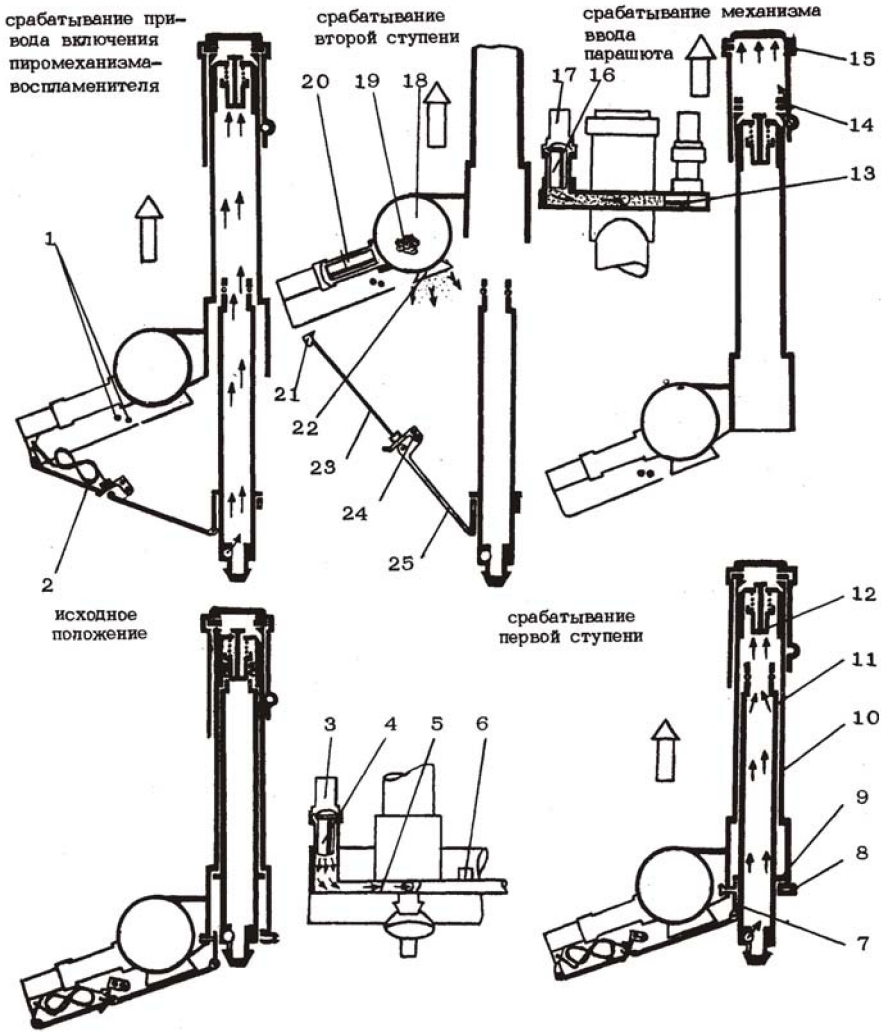


Рис. 34. Схема работы КСМУ:

1 – срезные шпильки; 2 – створка; 3 – пиромеханизм первой ступени; 4 – пиропатрон ПК-16М; 5 – переходник; 6 – штуцер отбора газов; 7 – проушина; 8 – срезные винты; 9 – муфта; 10 – наружная труба; 11 – внутренняя труба; 12 – поршень; 13 – плунжер; 14 – стакан; 15 – срезное кольцо; 16 – пиропатрон ПК-21М-2; 17 – патронник механизма ввода парашюта; 18 – вторая ступень; 19 – пороховой заряд; 20 – патрон-воспламенитель ПВ-35; 21 – чека; 22 – сопло; 23 – канат; 24 – переходник; 25 – расчалка

Переходник 24 привода увлекается расчалкой 25, срезает шпильки 1, открывает створку 2 и вытягивает канат 23 из коробки. При дальнейшем движении кресла канат натягивается и на ходе, не превышающем 1075 мм, выдергивает чеку 21 затвора пиромеханизма-воспламенителя. При выходе из корпуса затвора чека вначале приподнимает ударник 8 (см. рис. 32), дополнительно сжимая боевую пружину 10, а затем освобождает ударник, накалывающий капсюли патрона-воспламенителя.

Газы, образующиеся при сгорании заряда патрона-воспламенителя, поступают в камеры второй ступени и воспламеняют пороховой заряд 19 (рис. 34). Под давлением газов порохового заряда разрушается диафрагма, а газы, выбрасываясь из сопла 22, создают дополнительную тягу, увеличивая подъем кресла по траектории.

в. Работа механизма ввода парашюта

В исходном положении механизм ввода парашюта закреплен на наружной трубе первой ступени, парашютные полуавтоматы ППК-1М-Т 424 и ППК-У-Т 424 взведены, а силовые канаты полуавтоматов подсоединены к качалкам затворов, патронники заряжены пиропатронами, затворы патронников взведены, а предохранители сняты. Механизм ввода парашюта вступает в работу после покидания креслом самолета и срабатывания парашютных полуавтоматов, поворачивающих качалки затворов. При повороте качалки одного из затворов чека 3 (см. рис. 33) вначале приподнимает ударник 5, дополнительно сжимая боевую пружину 6, а затем выходит из зацепления с ударником; освобожденный ударник под действием боевой пружины накалывает капсюли пиропатрона.

Газы, образующиеся при сгорании порохового заряда пиропатрона, перемещают плунжер 13 (рис. 34), поступают в стакан 14 и через отверстия в обойме шарикового замка – под крышку, а плунжер, запирая канал дублирующего пиропатрона, защищает его от воспламенения газами сработавшего. Под давлением газов срезается кольцо 15 и механизм ввода парашюта с заголовником отстреливаются от кресла, обеспечивая ввод спасательного парашюта. Сила отдачи, возникшая

при отстреле, используется для освобождения летчика от связей с креслом и отделения кресла.

2.4.3. Коробка механизмов

Коробка механизмов служит для размещения механизма притяга плеч, механизма подъема сиденья с редуктором системы регулирования сиденья по росту, телескопических штанг, пиромеханизма и трубопроводов системы стабилизации.

Литой корпус 22 (рис. 35) совместно с крышкой 17 воспринимает нагрузки от телескопических штанг 27 и заголовника при катапультировании. На приливах и ребрах корпуса установлены резаки ремней механизма притяга плеч 21, пиромеханизм системы стабилизации 5, кронштейн 25 с катапультным парашютным автоматом КПА-4М, механизм блокировки 13 и цилиндр пиропривода включения бортовой системы сброса фонаря 2. На бобышках 24, предназначенных для ориентирования кресла в направляющих рельсах, установлены штифты 15, фиксирующие механизм ввода парашюта комбинированного стреляющего механизма от разворота встречным потоком воздуха при катапультировании. Штифты ввернуты в резьбовые отверстия запрессованных в бобышки муфт и позволяют изменять их положение по высоте при установке механизма ввода парашюта.

Передняя стенка корпуса закрыта мягкой обшивкой 3, а скоба 16 служит для крепления фала звена зачековки клапанов камеры, спасательного парашюта.

В корпусе расположены вал механизма притяга плеч 20 с ремнями 19 и 1, трубопровод системы стабилизации 28, трубопровод пиропривода включения бортовой системы сброса фонаря 26 и редуктор 23 системы регулирования сиденья по росту. Вал механизма притяга плеч установлен на подшипниках, ремни намотаны на барабаны вала, перекинуты через ролики резаков 21 и пропущены в направляющие 14, а левый ремень защищен отражателем 18 для предохранения от нагревающегося при работе трубопровода системы стабилизации.

Механизм подъема сиденья 7 и механизм притяга плеч 10 закреплены на основании корпуса коробки и закрыты направляющими трубами 6 и 12.

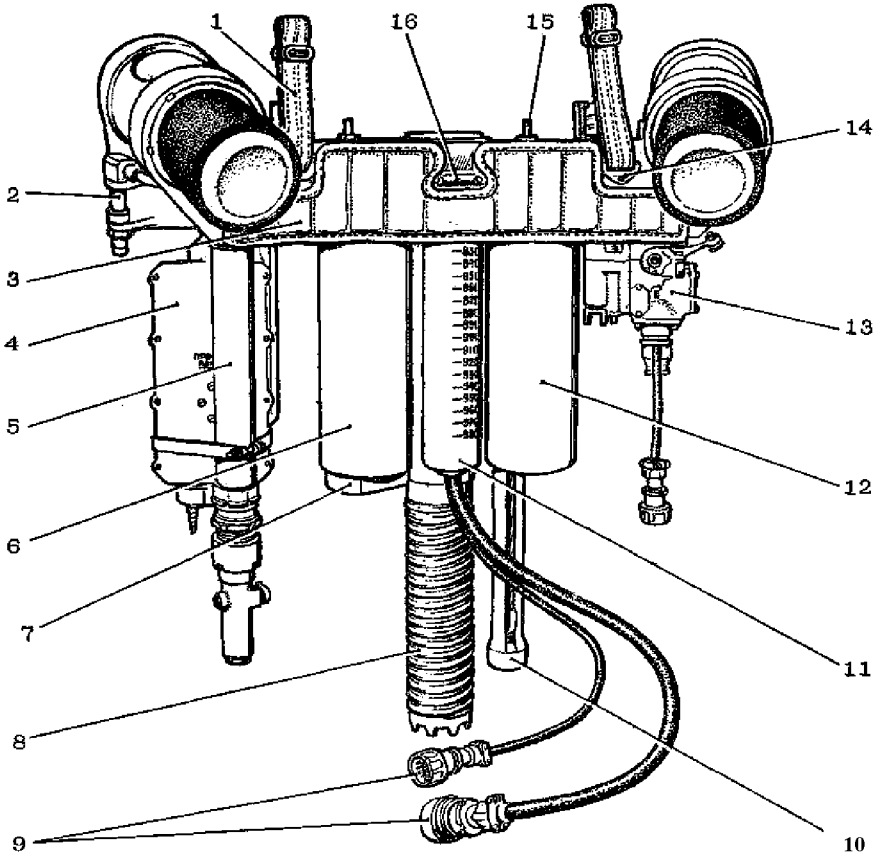
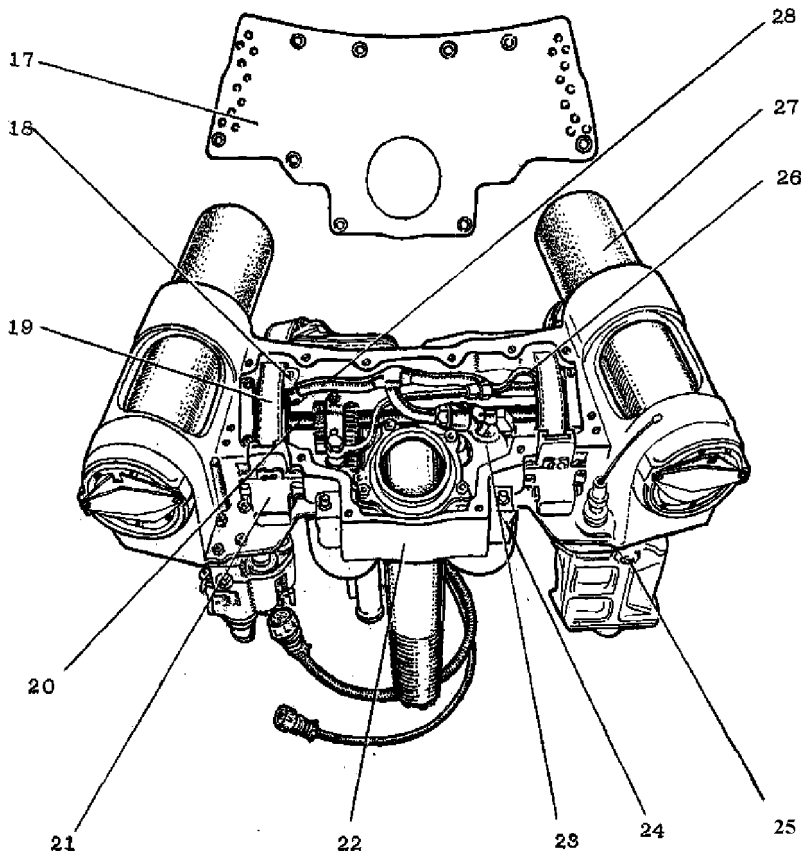


Рис. 35. Коробка механизмов:
1 – правый ремень механизма притяга плеч; 2 – цилиндр пироприводa включения бортовой системы сброса фонаря; 3 – мягкая обшивка; 4 – КПА-4М; 5 – пиромеханизм системы стабилизации; 6 – правая направляющая труба; 7 – механизм подъема сиденья; 8 – ходовой винт редуктора; 9 – жгуты; 10 – механизм притяга плеч; 11 – кожух; 12 – левая направляющая труба; 13 – механизм блокировки; 14 – направляющая ремня; 15 – фиксирующий штифт; 16 – скоба;



17 – крышка коробки механизмов; 18 – отражатель; 19 – левый ремень механизма притяга плеч; 20 – вал механизма притяга плеч; 21 – резак левого ремня механизма притяга плеч; 22 – корпус коробки механизмов; 23 – редуктор; 24 – правая направляющая бобышка; 25 – кронштейн; 26 – трубопровод пироприводa включения пиромеханизма сброса фонаря; 27 – правая телескопическая штанга; 28 – трубопровод системы стабилизации

Коробка механизмов соединяется с сиденьем ходовым винтом редуктора 8, пропущенным через среднее отверстие верхнего шпангоута каркаса сиденья, и удерживается от разворота направляющими трубами. Кожух 11 с делениями, обозначающими рост летчика «сидя», защищает жгуты 9, соединяющие механизм подъема сиденья и механизм блокировки со жгутами электрооборудования кресла, уложенными на каркасе сиденья.

2.4.4. Заголовник

Заголовник служит для размещения спасательного парашюта, парашютных полуавтоматов и фиксации головы летчика. Спасательный парашют уложен в камеру 1 (рис. 36), закрепленную силовыми лентами к скобам 17, установленным на винтах в контейнере 2 заголовника, а чехол парашюта через штырь с петлей 14, вставляемый в гнездо замка, крепится к верхней части заголовника.

Контейнер заголовника клепаный, с усиленной задней стенкой, жесткость боковых стенок увеличена местными зигами. Передняя стенка с мягкой обшивкой образует ложемент 23 под голову летчика. Слева и справа на боковых стенках контейнера имеются карманы для размещения в них парашютных полуавтоматов ППК-У-Т 424 и ППК-1М-Т 424. Приборы удерживаются от перемещений в карданах резиновыми прокладками и фиксаторами 15. Канаты включения приборов и силовые канаты защищены трубками 13 и 20. Направляющие трубки 20 силовых канатов приборов крепятся кронштейнами к задней стенке заголовника.

Трубка 22 защищает канат разблокировки 12, соединенный через вилку 6 с фалом разблокировки 4. Фал разблокировки укладывается в ложемент верхней части заголовника, контрится и закрывается клапаном 16. Вилка каната разблокировки, установленная в гнезде регулируемой по высоте трубки 22, контрится за наконечник трубки проволокой. Конструкция и длина фала разблокировки, а также вариант укладки зависят от типа самолета, на котором установлено катапультное кресло.

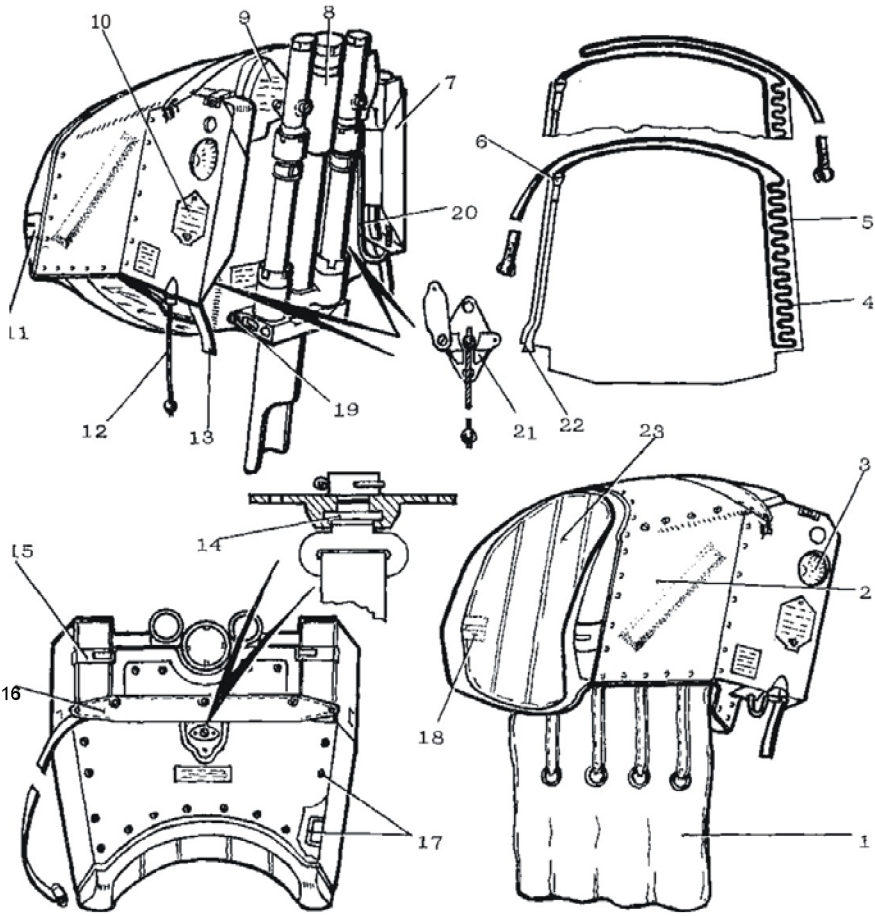


Рис. 36. Заголовник:

1 – камера; 2 – контейнер; 3 – парашютный полуавтомат ППК-У-Т424; 4 – фал разблокировки; 5 – карман для укладки фала; 6 – наконечник каната разблокировки; 7 – парашютный полуавтомат ППК-1М-Т424; 8 – труба; 9 – кожух качалки затвора МВП; 10 – смотровой лючок; 11 – шлевка; 12 – канат разблокировки; 13 – направляющая трубка каната включения прибора; 14 – штырь крепления чехла парашюта; 15 – фиксатор парашютного полуавтомата; 16 – клапан фала разблокировки; 17 – скоба крепления камеры парашюта; 18 – линия визирования; 19 – винты крепления заголовника; 20 – направляющая трубка силового каната прибора; 21 – замок крепления каната резака ремня механизма притяга плеч; 22 – трубка каната разблокировки; 23 – ложемент

На боковых частях мягкой обшивки заголовника нанесены линии визирования 18, предназначенные для контроля правильности посадки летчика в кресле, а снаружи расположены шлевки для размещения в них пряжек свободных концов парашютной системы. На задней стенке заголовника установлены замки 21 крепления канатов резаков ремней механизма притяга плеч. Заголовник трубой 8 устанавливается на стакан механизма ввода парашюта, снизу крепится к нему двумя винтами 19 и отстреливается при срабатывании парашютного полуавтомата ППК-1М-Т 424 или ППК-У-Т 424.

2.4.5. Система управления катапультированием

Система управления катапультированием обеспечивает электромеханическое включение пиромеханизма системы фиксации и пиромеханизма первой ступени КСМУ, электрическое и механическое включение пиромеханизма бортовой системы аварийного сброса фонаря самолета, электрическое включение электропиропатрона светофильтра защитного шлема (для шлема с автоматическим опусканием светофильтра), включение части цепей сигнала электропиропатрона пироклапана системы дополнительной защиты от воздушного потока и включение цепи сигнала бортовому самописцу аварийных режимов и параметров полета об аварийном покидании самолета.

Система состоит из механизма управления катапультированием 12 (рис. 37), поручней катапультирования 13, привода механического включения пиромеханизма системы фиксации со стальным канатом 22, привода механического включения пиромеханизма первой ступени КСМУ со стальным канатом 8, пиропривода включения бортовой системы сброса ОЧФ с цилиндром 19, механизма блокировки 4 и жгутов электрооборудования.

Механическая связь системы управления катапультированием с бортовыми системами самолета осуществляется нажимным винтом 14 цилиндра пиропривода включения бортовой системы сброса фонаря, канатом 18 и фалом 2 блокировки, соединяемым (с помощью втулки) со скобой 1 фонаря самолета, одним или двумя дублирующими рычагами механизма блокировки, а также дублирующим приводом меха-

низма управления катапультированием в случае его применения, а электропитание систем – от бортовой сети через стыковочный разъем питания 10 и стыковочный разъем сигналов 9.

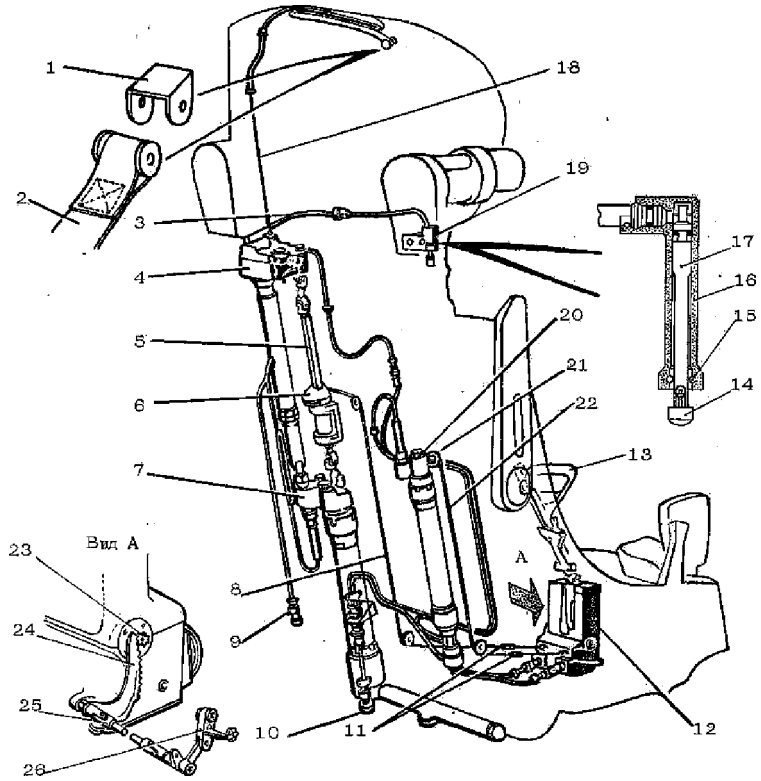


Рис. 37. Система управления катапультированием:
1 – скоба фонаря; 2 – фал блокировки; 3 – трубопровод пироприводa; 4 – механизм блокировки; 5 – карданный вал; 6 – сектор; 7 – затвор пиромеханизма первой ступени; 8 – канат; 9 – стыковочный разъем сигналов; 10 – стыковочный разъем питания; 11 – тандеры; 12 – механизм управления катапультированием; 13 – поручни катапультирования; 14 – винт нажимной; 15 – ось; 16 – кронштейн; 17 – шток; 18 – канат блокировки; 19 – цилиндр пироприводa; 20 – затвор пиромеханизма системы фиксации; 21 – сектор; 22 – канат; 23 – шестерня; 24 – сектор; 25 – карданный вал; 26 – рычаг с роликом

Механическое включение пиромеханизма системы фиксации производится канатом 22, поворачивающим сектор 21 затвора пиромеха-

низма по команде механизма управления катапультированием. Натяжение каната регулируется с помощью тандера, соединяющего канат привода включения пиромеханизма с механизмом управления катапультированием.

Привод механического включения пиромеханизма первой ступени комбинированного стреляющего механизма состоит из каната 8, сектора 6 и карданного вала 5. Канат соединяет механизм управления катапультированием с сектором 6, через квадратное отверстие которого пропущен карданный вал. Верхний шарнир карданного вала соединен с механизмом блокировки, а наконечник нижнего шарнира вставлен в сухарь затвора пиромеханизма первой ступени. Натяжение каната регулируется с помощью тандера, соединяющего канат привода включения пиромеханизма с механизмом управления катапультированием.

Включение электропиропатрона пиромеханизма системы фиксации осуществляется электрическим сигналом, воспламеняющим электропиропатрон по команде механизма управления катапультированием при вытягивании поручней катапультирования, а электропиропатрона пиромеханизма первой ступени – по команде механизма управления катапультированием после срабатывания механизма блокировки.

При вытягивании поручней катапультирования:

- срабатывает электромеханический затвор пиромеханизма системы фиксации (рис. 38);
- подается электрический сигнал на пиромеханизм системы аварийного сброса фонаря самолета;
- подается электросигнал на электропиропатрон светофильтра защитного шлема;
- замыкается электрическая цепь, соединяющая механизм управления катапультированием с механизмом блокировки;
- подготавливается электрическая цепь включения пироклапана системы дополнительной защиты от воздушного потока;
- замыкается электрическая цепь сигнала бортовому самописцу аварийных режимов и параметров полета.

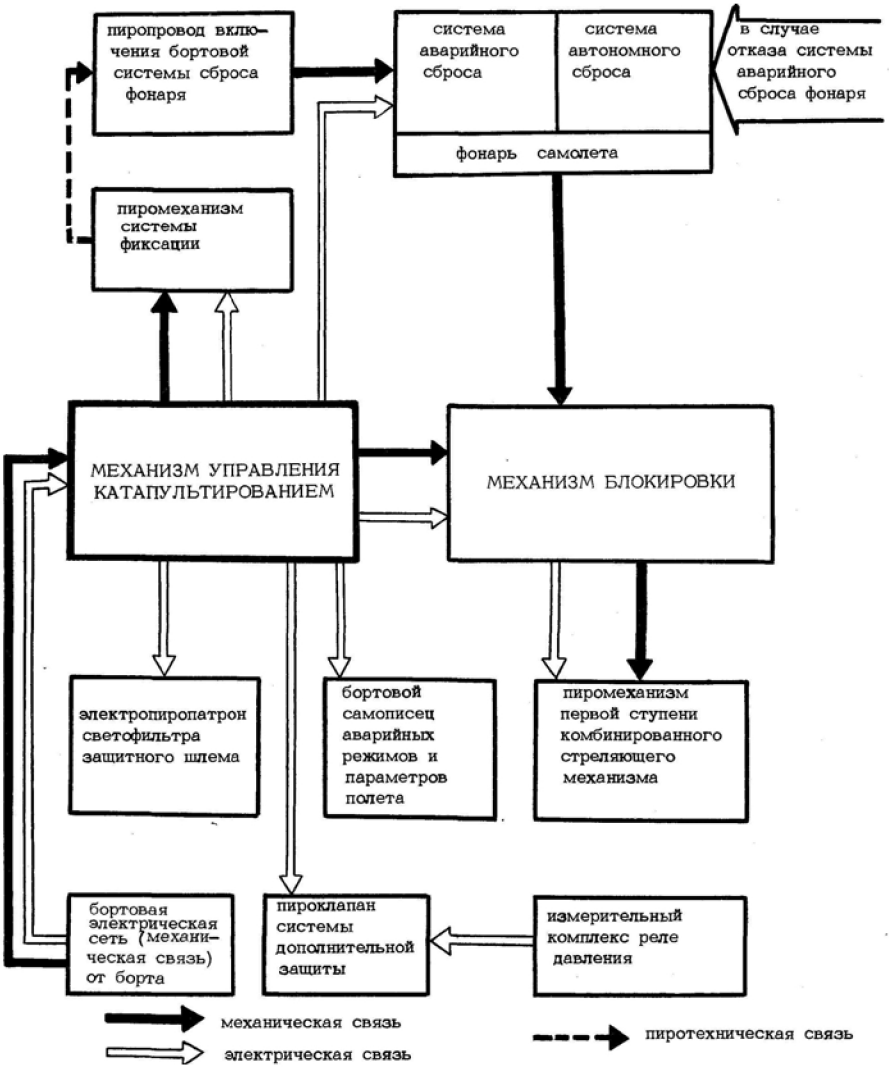


Рис.38. Блок-схема работы системы управления катапультированием

Под действием газов пиропатрона пиромеханизма системы фиксации срабатывает цилиндр пиропривода включения бортовой системы сброса фонаря и толкатель цилиндра приводит в действие механический привод включения пиромеханизма сброса, дублируя электрическое включение.

Дальнейшему срабатыванию механизма управления катапультированием препятствует механизм блокировки, удерживающий карданный вал от поворота и блокирующий прохождение электросигнала от механизма управления катапультированием к электропиропатрону пиромеханизма первой ступени КСМУ до сброса фонаря самолета бортовой системой аварийного сброса.

В случае отказа системы аварийного сброса фонарь сбрасывается вручную с помощью бортовой системы автономного сброса, фонарь вытягивает фал блокировки, включающий механизм блокировки. Одновременно включение механизма дублируется поворотом наружного или среднего нажимных рычагов.

Включенный механизм блокировки замыкает электрические цепи электропиропатрона пиромеханизма первой ступени КСМУ и освобождает карданный вал привода механического включения. Электрический сигнал проходит от бортовой сети через механизм управления катапультированием и механизм блокировки к электропиропатрону пиромеханизма первой ступени, а при дальнейшем вытягивании поручней катапультирования канат привода механического включения пиромеханизма первой ступени поворачивает карданный вал с сухарем затвора, дублируя электрическое включение пиромеханизма механическим. В случае применения для катапультирования дублирующего привода работа системы управления катапультирования может осуществляться без вытягивания поручней катапультирования.

2.4.6. Система фиксации

Система фиксации в полете удерживает летчика в кресле, а при катапультировании принудительно фиксирует его, притягивая плечи, пояс, ноги и ограничивая разброс рук. Система включает в себя механизм притяга плеч 20 (рис. 39), левый 17 и правый ограничители разброса рук, механизм притяга пояса 6, левый и правый 9 механизмы подъема ног, левый 11 и правый притяги ног с фалами 10, пиромеханизм 8, трубопровод 16 с телескопическим устройством 19 и работает в сочетании с поручнями катапультирования 14, левым 12 и правым ложементами голеней ног, ложементом заголовника 22 и индивиду-

альной подвесной системой ИПС-72. ИПС-72 подсоединяется к ремням механизма притяга плеч 21 и ремням притяга пояса 7 системы фиксации.

Трубопровод 16 соединяет пиромеханизм 8 с механизмом притяга пояса 6, ограничителями разброса рук 17, механизмами подъема ног 9 и через телескопическое устройство 19 – с механизмом притяга плеч 20. Трубопровод выполнен из трех разъемных частей и имеет теплоизоляционное покрытие, а соединения трубопровода уплотнены резиновыми кольцами. Телескопическое устройство позволяет перемещать сиденье при регулировании по росту без нарушения герметичности трубопровода и состоит из направляющей 24, установленной на шпангоуте сиденья, и патрубка 23, соединенного с корпусом механизма притяга плеч. Герметичность соединения направляющей и патрубка обеспечивается резиновыми уплотнительными кольцами.

Эксплуатационная фиксация осуществляется механизмами притяга плеч и пояса, управляемыми ручками «ПЛЕЧИ» 1 (рис. 40) и «ПОЯС» 6. Механизм притяга плеч 2, ограничивая ход ремней 3, препятствует свободному перемещению летчика в направлении полета и удерживает летчика от удара о приборную доску при случайных перегрузках, а механизм притяга пояса 5, втягивая ремни 4, прижимает летчика к сиденью кресла. При возникновении перегрузки в направлении «спина-грудь», превышающей две единицы, механизм притяга плеч автоматически стопорит ремни, удерживающие летчика.

При катапультировании система управления катапультированием включает пиромеханизм 9 и под действием газов пиропатрона пиромеханизма срабатывают механизмы подъема ног 14, механизм притяга плеч, ограничители разброса рук 10 и механизм притяга пояса. Механизмы подъема ног приподнимают ноги летчика, механизмы притяга плеч и пояса, втягивая ремни, прижимают летчика к сиденью, а ограничители разброса рук, развернув лопасти 12, обжимают руки. После срабатывания все механизмы стопорятся, надежно фиксируя летчика. Голова располагается в глубоком ложементе заголовника, а руки удерживаются летчиком на поручнях катапультирования 13.

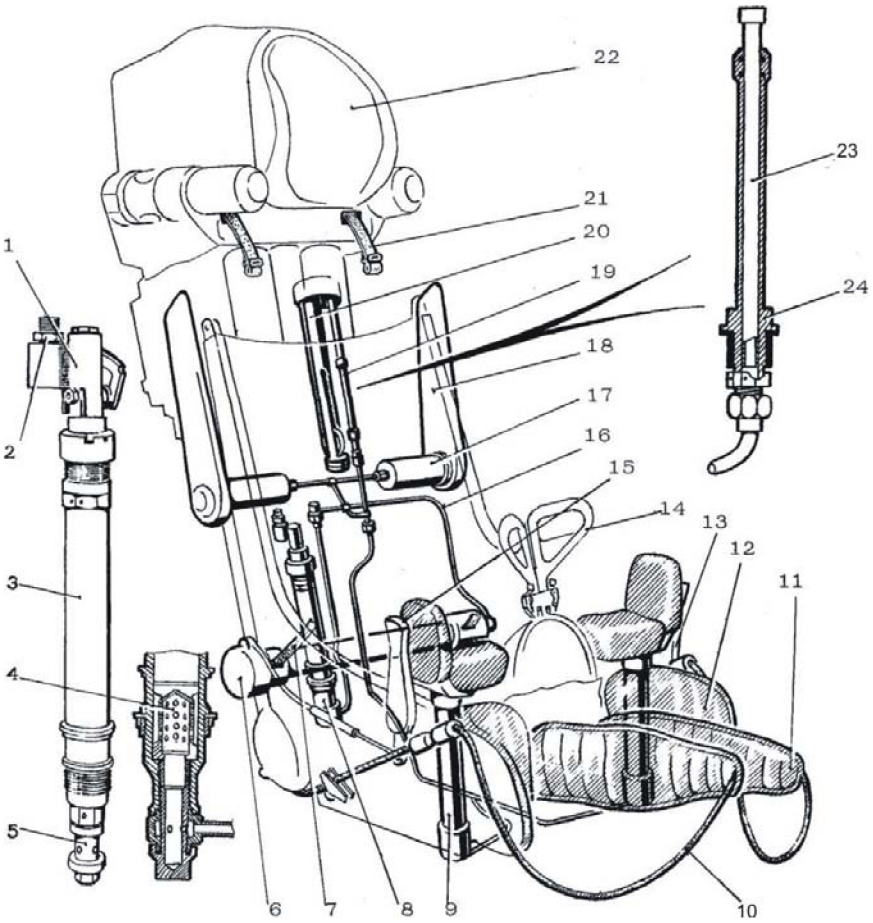


Рис. 39. Система фиксации:

1 – затвор; 2 – электропиропатрон; 3 – патронник; 4 – колосник; 5 – коллекторный болт; 6 – механизм притяга пояса; 7 – ремень механизма притяга пояса; 8 – пиромеханизм; 9 – механизм подъема ноги; 10 – фал притяга ноги; 11 – притяг ноги; 12 – ложемент голени ноги; 13 – ручка «ПЛЕЧИ»; 14 – поручни катапультирования; 15 – ручка «ПОЯС»; 16 – трубопровод; 17 – ограничитель разброса руки; 18 – лопасть ограничителя разброса руки; 19 – телескопическое устройство; 20 – механизм притяга плеч; 21 – ремень механизма притяга плеч; 22 – ложемент заголовника; 23 – патрубок; 24 – направляющая

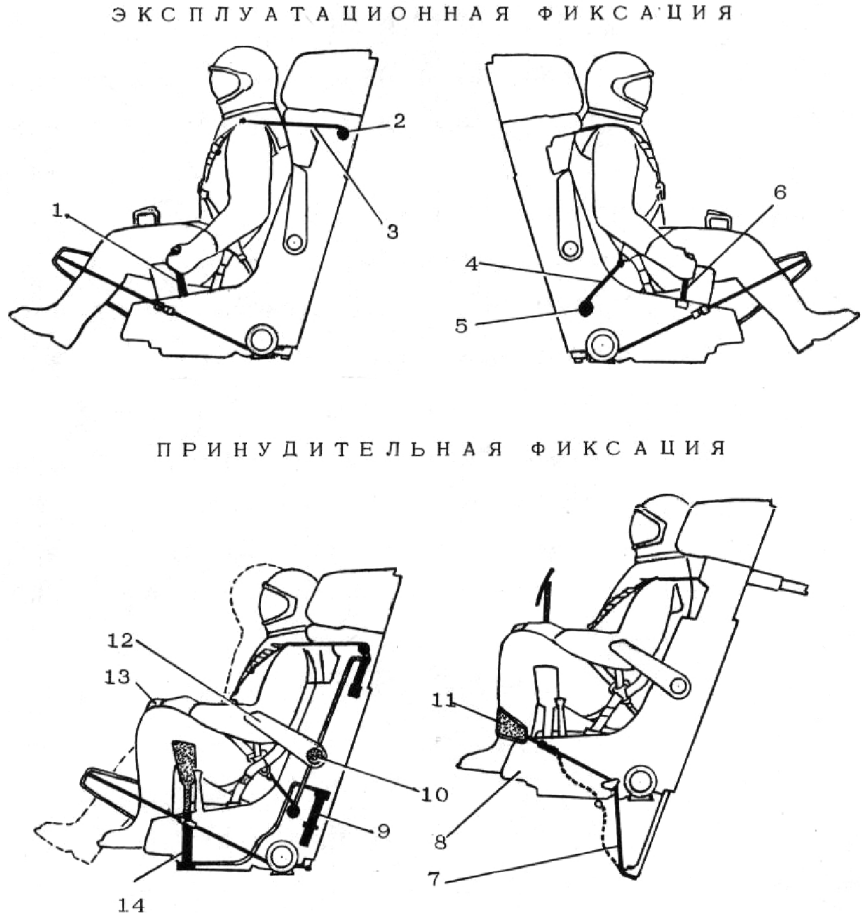


Рис. 40. Схема работы системы фиксации:
1 – ручка «ПЛЕЧИ»; 2 – механизм притяга плеч; 3 – ремень механизма притяга плеч; 4 – ремень механизма притяга пояса; 5 – механизм притяга пояса; 6 – ручка «ПОЯС»; 7 – фал притяга ноги; 8 – ложемент голени ноги; 9 – пиромеханизм; 10 – ограничитель разброса руки; 11 – притяг ноги; 12 – лопасть ограничителя разброса руки; 13 – ручка катапультирования; 14 – механизм подъема ноги

При движении кресла в направляющих рельсах кабины самолета фалы 7, подсоединенные к переходнику первой ступени КСМУ, увлекают притяги 11, прижимающие ноги летчика к ложементам голеней 8 на ходе кресла 870…930 мм, фиксируются замками и обрезаются.

2.4.7. Система стабилизации

Система стабилизации обеспечивает креслу устойчивое положение при катапультировании с момента отделения от самолета до ввода спасательного парашюта и разделения.

Система стабилизации состоит из двух телескопических штанг 1 (рис. 41) со стабилизирующими парашютами СП-36 серии 2 с куполами площадью 0,06 м^2, пиромеханизма 3, привода включения пиромеханизма 4 и трубопровода 2. Телескопические штанги установлены в коробке механизмов, каждая под углом 15° к направлению полета кресла, а стабилизирующие парашюты уложены в последние звенья штанг.

Пиромеханизм закреплен на корпусе коробки механизмов и соединен с телескопическими штангами с помощью трубопровода 2, размещенного в коробке механизмов, а механический затвор пиромеханизма 10 с помощью качалки 9 соединен с приводом включения 4, закрепленным за переходник первой ступени комбинированного стреляющего механизма.

При катапультировании, во время движения кресла в направляющих рельсах привод 4, поворачивая качалку 9 затвора, включает пиромеханизм 3. Под действием газов сработавшего пиропатрона телескопические штанги выдвигаются и вводят в поток стабилизирующие парашюты, удерживающие кресло в устойчивом положении после отделения от кабины самолета.

2.4.8. Система дополнительной защиты от воздушного потока

Система дополнительной защита от воздушного потока снижает воздействие скоростного напора на летчика при катапультировании на скорости полета самолета, превышающей 800…900 км/ч.

Система дополнительной защиты состоит из дефлектора со щитком 14 (рис. 42), фартуком, уложенным в чехол 13, замком 12 и двумя штангами 11, трубопровода 15 с телескопическим устройством 9 и пироклапана 10 с электропиропатроном.

Энергодатчиком системы служит пиромеханизм первой ступени КСМУ, заряженный пиропатроном ПК-16М, а связь системы дополни-

тельной защиты с первой ступенью КСМУ обеспечивается телескопическим устройством и трубопроводом через пироклапан, запирающим систему по команде ИКРД, срабатывающего в зависимости от величины скоростного напора.

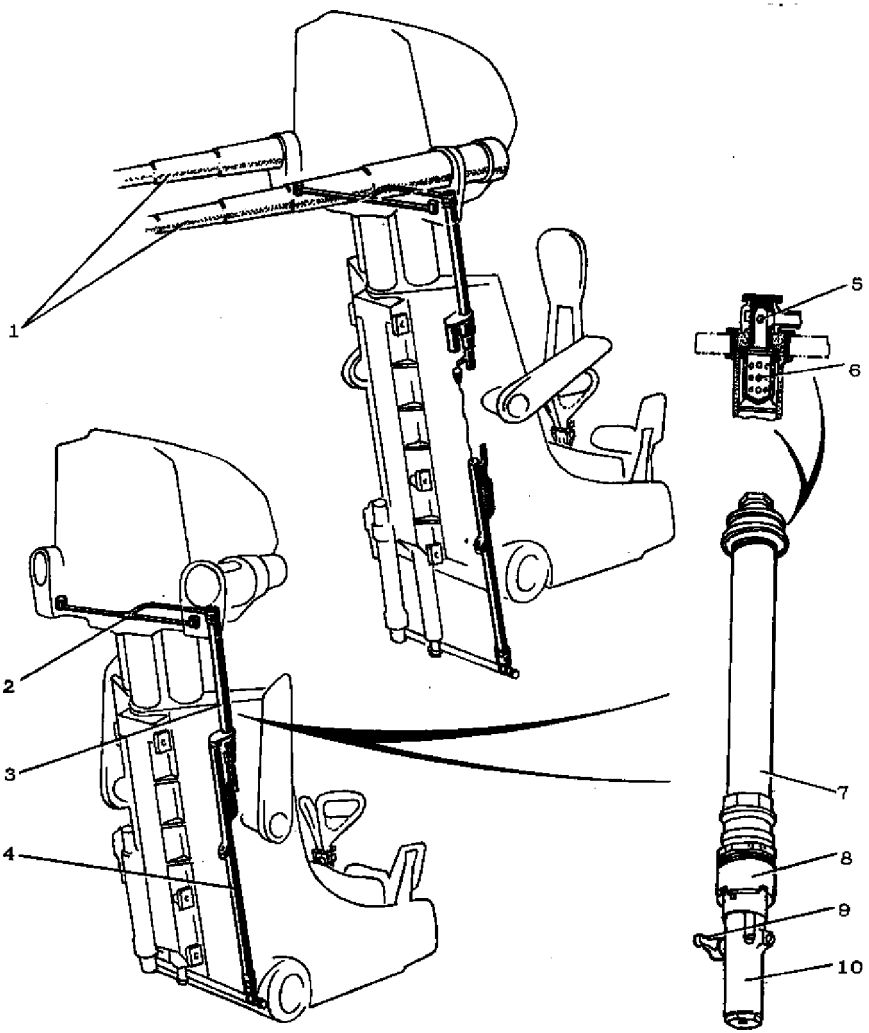


Рис. 41. Система стабилизации:
1 – телескопические штанги; 2 – трубопровод; 3 – пиромеханизм; 4 – привод включения пиромеханизма; 5 – коллекторный болт; 6 – колосник; 7 – патронник; 8 – гайка крепления затвора; 9 – качалка затвора; 10 – затвор пиромеханизма

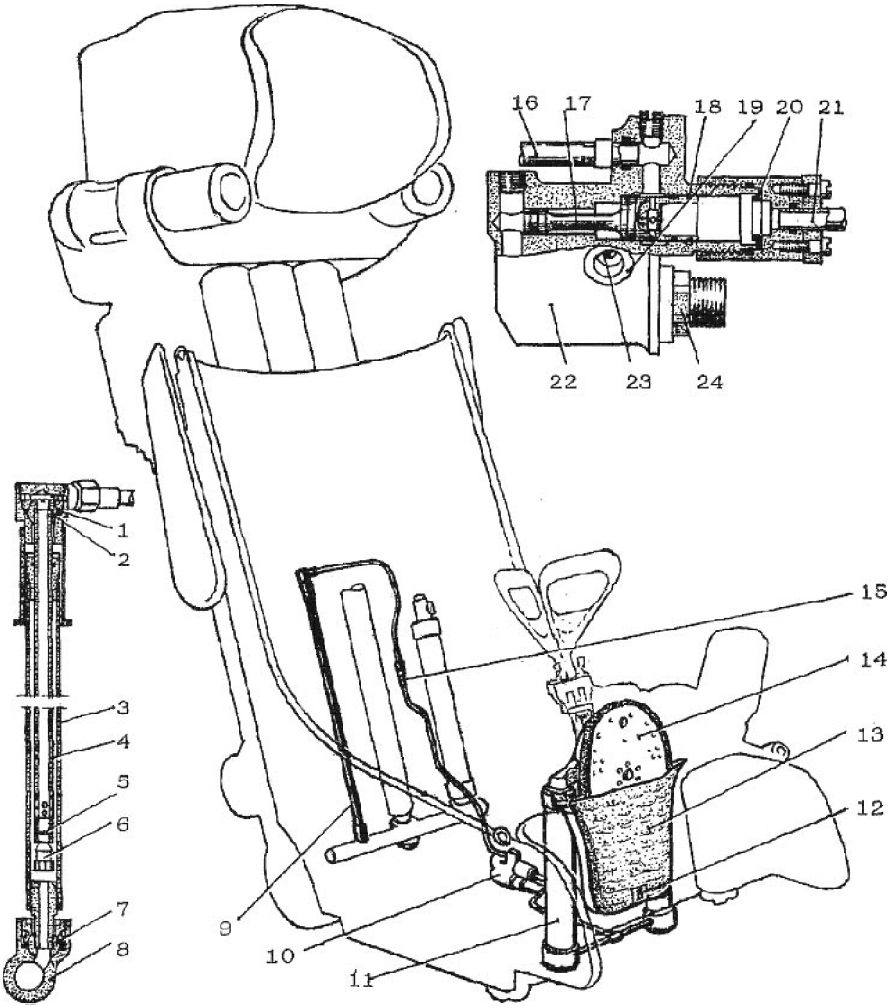


Рис. 42. Система дополнительной защиты от воздушного потока:
1 – уплотнительное кольцо верхнего шарнира; 2 – верхний шарнир; 3 – наружная труба; 4 – внутренняя труба; 5 – срезной штифт; 6 – заглушка; 7 – нижний шарнир; 8 – переходник; 9 – телескопическое устройство; 10 – пироклапан; 11 – штанга; 12 – замок; 13 – чехол фартука; 14 – щиток; 15 – трубопровод; 16 – хвостовик трубопровода, соединяющего пироклапан с телескопическим устройством; 17 – золотник; 18 – стопорное кольцо; 19 – пробка; 20 – амортизатор; 21 – трубопровод, соединяющий пироклапан со штангами; 22 – корпус пироклапана; 23 – дюза; 24 – электропиропатрон

При катапультировании на малых скоростях полета ИКРД подает электросигнал на включение электропиропатрона пироклапана. Под действием газов электропиропатрона пироклапан закрывается, перекрывая связь дефлектора с первой ступенью КСМУ, и катапультирование производится без ввода дефлектора и дополнительной защиты летчика от воздушного потока.

При катапультировании на высоких скоростях полета ИКРД не включает электропиропатрон, а пироклапан, оставаясь открытым, пропускает пороховые газы пиропатрона пиромеханизма первой ступени КСМУ к штангам дефлектора, выдвигающим в поток щиток и фартук. Щиток, фартук и штанги защищают летчика от воздействия скоростного напора при выходе кресла из кабины самолета и полете по траектории.

2.4.9. Система ввода парашюта и разделения кресла

Система ввода парашюта и разделения кресла подает команду на отстрел заголовника и освобождает летчика от связей с креслом при вводе спасательного парашюта.

Система включает в себя катапультный парашютный автомат 18 (рис. 43) типа КПА-4М с тягой включения 20, парашютный полуавтомат 16 типа ППК-1М-Т 424, парашютный полуавтомат 14 типа ППК-У-Т 424 с тягой включения 12, механизм ввода парашюта КСМУ 15, канаты ограничителей разброса рук 11, левый 13 и правый 17 резаки ремней механизма притяга плеч с канатами 1, левый 10 и правый резаки ремней механизма притяга пояса с канатами, левый 25 и правый резаки ремней притягов ног канатами 7 и демпфер 21.

Парашютные полуавтоматы, работая совместно с катапультным парашютным автоматом, подают команду на отстрел заголовника при достижении креслом скорости и высоты, допустимых для ввода спасательного парашюта и отделения летчика от кислородной системы кресла, а резаки ремней механизмов притяга плеч, пояса, притяга ног и ограничителей разброса рук освобождают летчика от связи с креслом, используя для срабатывания силу отдачи, возникшую при отстреле заголовника.

Парашютные полуавтоматы ППК-1М-Т 424 и ППК-У-Т 424 одинаковы по устройству и состоят из часового механизма со шкалой вре-

мени, анероидного устройства со шкалой высот, вытяжного устройства с силовым стальным канатом и различаются диапазонами настройки высоты и времени.

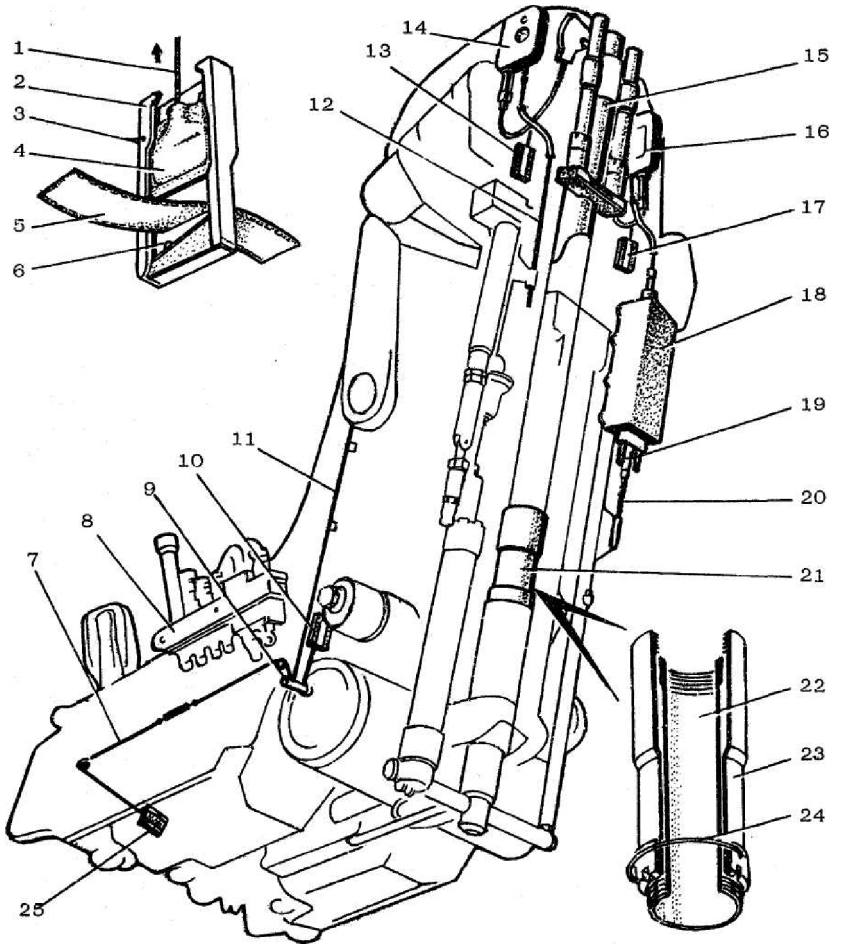


Рис. 43. Система ввода парашюта и разделения кресла:
1 и 7 – канаты резаков; 2 – корпус резака; 3 – проволока; 4 – подвижный нож; 5 – ремень; 6 – неподвижный нож; 8 – объединенный разъем коммуникаций; 9 – штуцер; 10, 13, 17 и 25 – резаки; 11 – канат ограничителя разброса руки; 12 – тяга включения прибора ППК-У-Т 424; 14 – ППК-У-Т 424; 15 – механизм ввода парашюта; 16 – ППК-1М-Т 424; 18 – КПА-4М; 19 – колодка прибора КПА-4М; 20 – тяга; 21 – демпфер; 22 – пуансон; 23 – втулка; 24 – стопорное полукольцо

Каждый прибор включается выдергиванием гибкой шпильки и срабатывает в зависимости от заданного часовому механизму времени, а анероидному устройству – высоты. При катапультировании с высоты, выше установленной по шкале высот, часовой механизм отрабатывает часть заданного времени и останавливается анероидным устройством, а при достижении креслом высоты, установленной по шкале высот, часовой механизм освобождается анероидным устройством, дорабатывает оставшееся время и включает вытяжное устройство, перемещающее силовой канат. Силовой канат прибора ППК-1М-Т 424 подсоединяется к качалке затвора правого патронника МВП, а прибора ППК-У-Т 424 – к качалке затвора левого патронника. Гибкая шпилька ППК-1М-Т 424 выдергивается силовым канатом КПА-4М, а ППК-У-Т 424 – тягой 12, закрепленной на трубе отрывного разъема сигналов кресла. Установленные на кресле приборы настраиваются на следующие режимы:

ППК-1М-Т 424:

- высота 2 км, время 0,7 с при рельефе местности $H < 0{,}55$ км;
- высота 3 км, время 1,0 с при рельефе местности $H > 0{,}55$ км.

ППК-У-Т 424:

- высота 5 км, время 4,0 с при рельефе местности $H < 4$ км;
- высота 6 км, время 4,0 с при рельефе местности $H > 4$ км.

Время доработки ППК-1М-Т 424 после срабатывания анероидного устройства – 0,1…0,3 с, а ППК-У-Т 424 – 0,8…1,2 с.

Катапультный парашютный автомат КПА-4М включает полуавтомат ППК-1М-Т 424 с задержкой времени, зависящей от скорости полета самолета перед катапультированием. Принцип действия прибора основан на преобразовании величины скоростного напора в задержку срабатывания временного механизма.

Таблица 1

Задержка включения ППК-1М-Т 424 в зависимости от скорости полета самолета перед катапультированием					
V, км/ч	0…700	760	930	1000	1400
Время, с	0…0,1	0,55	1,1	1,43	1,75

2.4.10. Система регулирования сиденья по росту

Система регулирования сиденья по росту служит для установки сиденья в положение, обеспечивающее члену экипажа с ростом «сидя» 820…980 мм, удобное для работы и обзора размещение в кабине самолета. Положение летчика в кресле должно быть таким, чтобы положение его глаз по высоте совпадало с линиями визирования 18 (рис. 44), нанесенными на мягкой обшивке ложемента заголовника.

Для обеспечения возможности предварительной установки сиденья в соответствии с ростом летчика на кожухе 17 коробки механизмов нанесены деления с цифровыми обозначениями роста «сидя»; сиденье устанавливается до совпадения деления, соответствующего росту летчика, с плоскостью верхнего шпангоута каркаса сиденья 16.

Система состоит из механизма подъема сиденья 2 МПС-7, редуктора 1 с ходовым винтом 3, ходового винта 5 первой ступени КСМУ, ввернутого в хвостовик 6 корпуса второй ступени, гайки 4, установленной в гнезде каркаса сиденья, жгутов 8 электрооборудования и переключателя 9.

2.4.11. Кислородная система

Кислородная система соединяет защитное снаряжение летчика с бортовым кислородным оборудованием, бортовыми системами противоперегрузочного устройства (ППУ) и вентиляции снаряжения и обеспечивает летчика кислородом аварийного запаса при катапультировании и в случае отказа бортового кислородного оборудования.

Кислородная система состоит из блока кислородного оборудования БКО-3.В 2 с кислородным баллоном 49 (рис. 45) и объединенного разъема коммуникаций типа ОРК-11У с верхней 32 и нижней 16 колодками. Объединенный разъем коммуникаций 30 закреплен на левой (по полету) боковине профилированной крышки сиденья, а блок кислородного оборудования, кислородный баллон, манометр 45 и механизмы автоматического и ручного включения системы – во внутренней полости крышки.

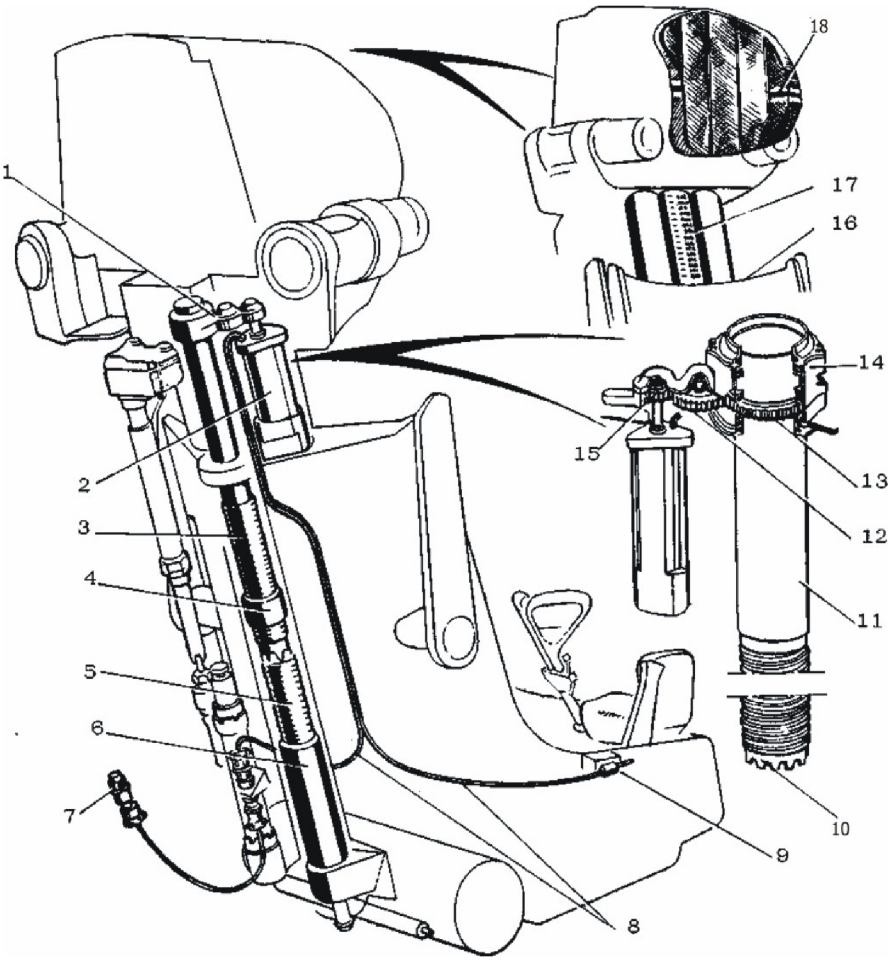


Рис. 44. Система регулирования сиденья по росту:

1 – редуктор; 2 – механизм подъема сиденья; 3, 11 – ходовой винт редуктора; 4 – гайка; 5 – ходовой винт первой ступени КСМУ; 6 – хвостовик корпуса второй ступени КСМУ; 7 – стыковочный разъем питания; 8 – жгуты электрооборудования; 9 – переключатель; 10 – шлицы ходового винта; 12 – паразитная шестерня; 13 – шестерня ходового винта; 14 – корпус редуктора; 15 – ведущая шестерня; 16 – верхний шпангоут; 17 – кожух с делениями; 18 – линия визирования

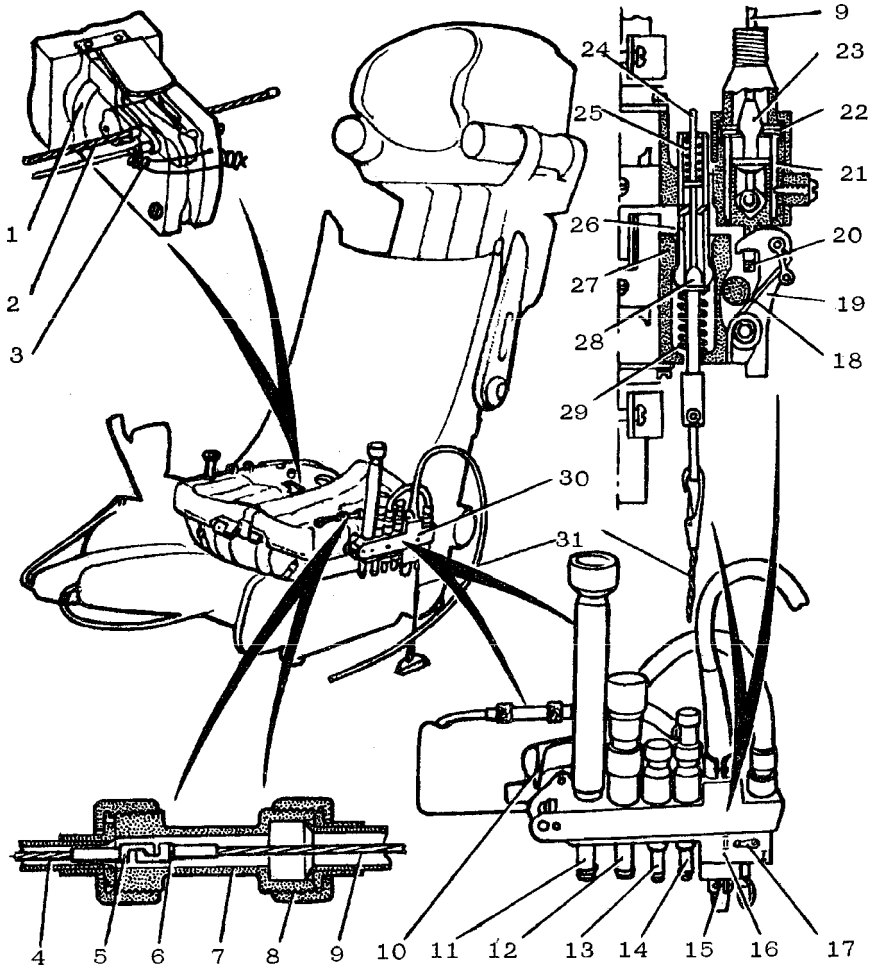
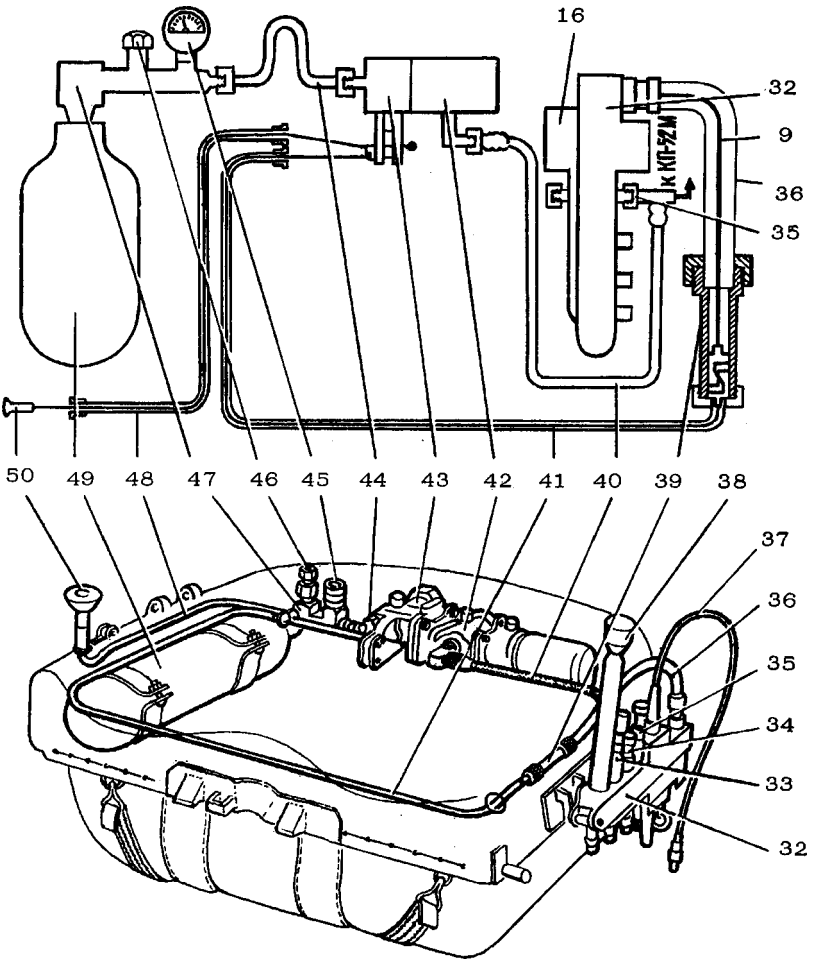


Рис. 45. Кислородная система:

1 – механизм включения редуктора БКО; 2 – канат аварийного включения редуктора; 3 – контровочная нить; 4 – канат автоматического включения; 5 и 6 – размыкатели; 7 – корпус; 8 – накидная гайка; 9 – канат ОРК-11У; 10 – кронштейн; 11 –штуцер ППУ; 12 – штуцер линии вентиляции; 13 – штуцер кислородной линии низкого давления; 14 – штуцер кислородной линии высокого давления; 15 – ввод жгута радиосвязи обогрева стекла гермошлема и электропиропатрона защитного шлема; 16 – нижняя колодка; 17 – фиксатор; 18 – пружина; 19 – крючок; 20 – ушко разъединителя; 21 – втулка; 22 – пружина; 23 – штырь;



24 – указатель; 25 – пружина; 26 – цанговая защелка; 27 – гнездо; 28 – стопор; 29 – пружина; 30 – ОРК-11У; 31 – канат отделения нижней колодки; 32 – верхняя колодка; 33 – муфта ввода вентиляции костюма; 34 – штуцер низкого давления верхней колодки; 35 – штуцер высокого давления; 36 – трубка; 37 – жгут радиосвязи; 38 – муфта ППУ; 39 – разъединитель; 40 – трубопровод; 41 – трубопровод каната автоматического включения БКО; 42 – редуктор второй ступени; 43 – редуктор первой ступени; 44 – трубопровод; 45 – манометр; 46 – зарядный штуцер; 47 – крестовина; 48 – трубопровод каната ручного включения БКО; 49 – кислородный баллон; 50 – ручка «АВАРИЙНЫЙ КИСЛОРОД»

ОРК предназначен для стыковки и размыкания коммуникаций защитного снаряжения летчика с бортовым кислородным оборудованием, бортовыми системами ППУ и вентиляции снаряжения, электрорадиооборудованием самолета и для стыковки коммуникаций высотного снаряжения с блоком кислородного оборудования. Блок кислородного оборудования регулирует давление и расход кислорода, поступающего к прибору КП-52М (КП-70), для дыхания и в защитное снаряжение из кислородного баллона при катапультировании или в случае отказа бортового кислородного оборудования.

Отделение нижней колодки ОРК от верхней и включение кислородной системы кресла при катапультировании осуществляются автоматически при движении кресла в направляющих рельсах с помощью каната 31, прикрепленного к полу кабины. Включение кислородной системы в случае отказа бортового кислородного оборудования производится ручкой аварийной подачи кислорода 50.

2.4.12. Спасательная система

Спасательная система обеспечивает спуск и приземление (приводнение) летчика после разделения кресла. На кресле применена спасательная система ПСУ-36 серии 2, работающая в сочетании с индивидуальной подвесной системой ИПС-72, надеваемой летчиком до посадки в самолет (рис. 46).

Спасательная система состоит из спасательного парашюта со щелевым куполом и двадцатью восьмью стропами, соединенными со свободными концами 7. Купол укладывается в чехол, закрепляется к его вершине разрывным звеном и размещается в камере контейнера заголовника; чехол купола закрепляется за штырь, установленный в заголовнике, а клапаны камеры затягиваются звеном зачековки 13, закрепленным за скобу на коробке механизмов кресла. Свободные концы укладываются в ложементы на спинке сиденья, пропускаются под резиновой тесьмой (или в пряжки лент подтяга) и с помощью пряжек 8, установленных на лентах крепления 9, подсоединяются к ремням механизма притяга плеч 10 кресла. Пряжки 11 свободных концов предназначены для соединения с подвесной системой, а до посадки летчика в

кресло укладываются в шлевках 12, вшитых в ложемент заголовника. Для исключения возможности защемления свободных концов ПСУ-36 серии 2 между коробкой механизмов и верхним шпангоутом каркаса сиденья установлены защитные ленты.

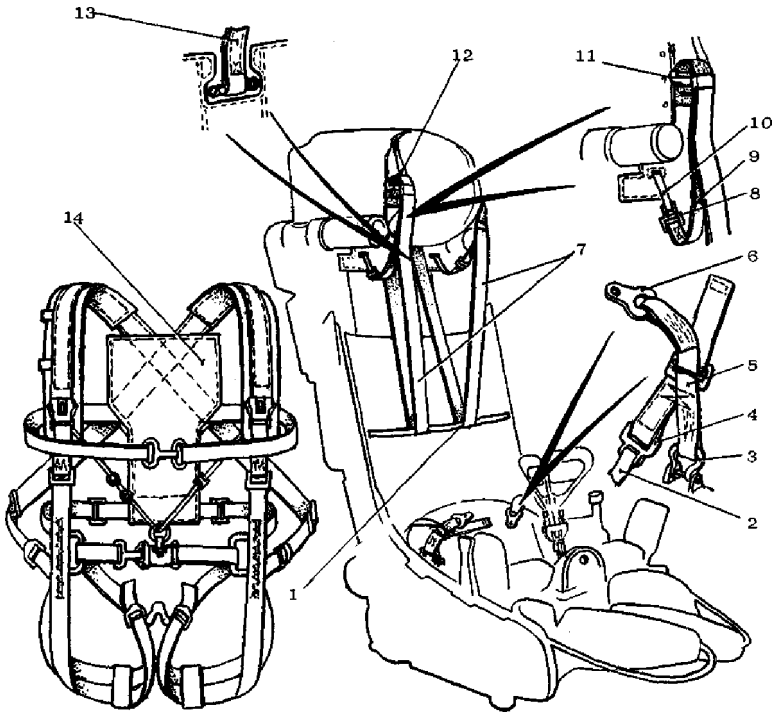


Рис. 46. Спасательная система с ИПС-72:
1 – лента подтяга свободных концов парашюта; 2 – ремень механизма притяга пояса; 3 – скоба; 4 – пряжка; 5 – ремень крепления; 6 – пряжка поясного замка; 7 – свободные концы парашюта; 8 – пряжка; 9 – лента крепления; 10 – ремень механизма притяга плеч; 11 – пряжка свободного конца; 12 – шлевка; 13 – звено зачековки; 14 – ИПС-72

Индивидуальная подвесная система изготовлена из капроновых лент и включает в себя ленточный каркас, мягкую спинку, пряжки регулировки, поясные скобы, поясной замок с уздечкой и два замка освобождения свободных концов (замки ОСК-2). Ленточный каркас

составлен из круговой лямки с наплечниками, грудной перемычки и двух ножных обхватов. Связь подвесной системы с креслом обеспечивается с помощью лент крепления 9, вшитых в свободные концы спасательной системы, с пряжками 8, подсоединенными к ремням механизма притяга плеч, и ремнями крепления 5, соединенными через скобы 3 с профилированной крышкой чашки сиденья и через пряжки 4 – с ремнями механизма притяга пояса 2 кресла. Пряжки 6 предназначены для соединения ремней крепления с поясным замком подвесной системы.

В полете подвесная система выполняет функции привязной, удерживая летчика в кресле, а при катапультировании – принудительно притягивается ремнями механизмов притяга плеч и пояса и фиксирует летчика в кресле.

Спасательный парашют вводится в поток при отстреле заголовника. Резаки системы разделения, перерезая ремни механизмов притяга плеч и пояса, освобождают подвесную систему от связи с креслом.

При движении заголовника чехол стягивается с купола, обрывая разрывное звено, а купол вводится в поток и наполняется, обеспечивая снижение летчика.

2.4.13. Носимый аварийный запас

Носимый аварийный запас предназначен для поддержания жизнедеятельности и облегчения поиска летчика после катапультирования или вынужденной посадки. На кресле применяется носимый аварийный запас НАЗ-7М с автоматическим радиомаяком «Комар-2М» и спасательным плотом ПСН-1. Спасательный плот, автоматический радиомаяк и ранец НАЗ-7М соединены 13-метровым фалом 4 (рис. 47) и уложены в свободную от кислородной системы кресла секцию профилированной крышки сиденья 1. Клапаны 12 крышки стянуты капроновым шнуром 17, пропущенным через два пирорезака Р-4. Фал крепления 4 оканчивается с одной стороны карабином для подсоединения к полукольцу на круговой лямке ИПС-72 летчика, а с другой стороны – электрожгутом с разъемами Ш 9 и Ш 8, соединяющим радиомаяк с батареей питания, размещенной в ранце. Кроме того, в ранце НАЗ-7М уложены продуктовый запас, лагерное снаряжение, средства сигнали-

зации и медицинские средства. Продуктовый запас загерметизирован в полиэтиленовые пакеты, а вода в количестве 1,5 литра залита в бачок, находящийся в кармане ранца.

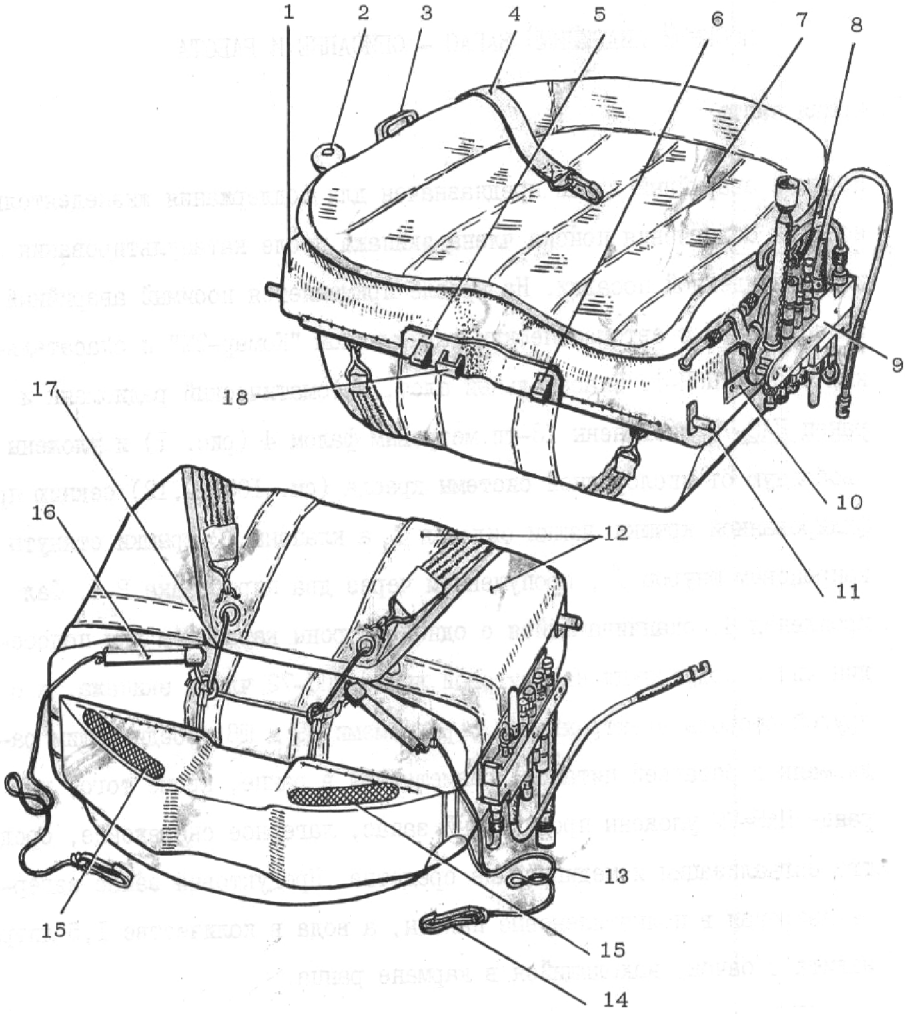


Рис. 47. Профилированная крышка чашки сиденья с блоком жизнеобеспечения:
1 – профилированная крышка; 2 – ручка «АВАР. КИСЛОРОД»; 3 – скоба крепления подвесной системы; 4 – фал с карабином; 5, 6 – опоры; 7 – подушка; 8 – лямка; 9 – объединенный разъем коммуникаций; 10 – накладка; 11 – цапфа; 12 – клапаны; 13 – вытяжной фал; 14 – карабин; 15 – резиновая накладка; 16 – пирорезак; 17 – шнур; 18 – скоба

Лагерное снаряжение содержит сухое горючее и ветроустойчивые спички, нож «Мачете», коробку с патронами к пистолету, очки-светофильтр и нож с лезвием и пилкой, размещаемый в кармане снаряжения летчика. Средства сигнализации включают в себя десять штук сигнальных патронов красного цвета с приспособлением для отстрела, светосигнальное зеркало и уранин для окрашивания воды или снега с целью обозначения места нахождения летчика.

Профилированная крышка с блоком жизнеобеспечения укладывается в чашку сиденья креола, опираясь резиновыми накладками 15 на днище чашки, опорами 5 и 6 – на переднюю стенку и цапфами 11 устанавливается в гнезда боковых стенок сиденья. Цапфы контрятся проволокой и удерживают крышку в чашке, фторопластовые накладки 10 обеспечивают плотную посадку и облегчают выход крышки из чашки при разделении кресла. Вытяжные фалы включения пирорезаков 16 подсоединяются с помощью карабинов 14 к кольцам, закрепленным на днище чашки сиденья. Крышка 1 закрывается мягкой подушкой 7 и служит профилированным сиденьем для летчика, а скобы ремней крепления 3, предназначенных для подсоединения индивидуальной подвесной системы летчика, удерживаются на крышке с помощью шпилек с лямками 8.

При вводе спасательного парашюта и разделения кресла профилированная крышка с блоком жизнеобеспечения, увлекаемая подвесной системой, разрывает контровочную проволоку и выходит из чашки сиденья. Пирорезаки 16 через 4 с после их включения вытяжными фалами 13 перерезают шнур 17 крепления клапанов 12 крышки, освобождая ранец, радиомаяк и спасательный плот. Ранец отделяется от крышки, вытягивая и включая радиомаяк, и плот повисает на тринадцатиметровом фале.

2.4.14. Наземные предохранители механизмов катапультного кресла

Наземные предохранители предназначены для исключения возможности непреднамеренного срабатывания механизмов катапультного кресла.

Все наземные предохранители имеют присвоенные им порядковые номера и места их установки в механизмы систем, что указано на бирках с поясняющими надписями. Бирки прикреплены к фалам кабинных (эксплуатационных) и внекабинных (монтажных) связок предохранителей.

В комплект катапультного кресла входят две связки предохранителей: кабинная и внекабинная.

Кабинная связка (рис. 48) соединяет предохранители:

- № 1 и 5 – к ограничителям разброса рук;
- № 2 и 3 – к затворам механизма ввода парашюта;
- № 4 – к механизму блокировки;
- № 6 и 7 – к поручням катапультирования;
- № 9 – заглушка ОРК (на рис. 48 не показана).

Предохранители №№ 1, 2, 3, 4, 5, 9 снимать непосредственно перед посадкой летчика в кабину, ставить немедленно после выхода летчика из кабины. Предохранители №6 и №7 к ручке катапультирования снимать после посадки летчика в кабину, ставить до выхода из кабины.

Внекабинная связка (рис. 49) соединяет предохранители:

- №1 – к затвору пиромеханизма-воспламенителя II ступени КСМУ;
- №2 – к затвору пиромеханизма I ступени КСМУ;
- №3 – к отрывному разъему;
- №4 – к затвору пиромеханизма системы стабилизации;
- №5 – к затвору пиромеханизма системы фиксации;
- №7 и 8 – к затворам механизма ввода парашюта (ставить перед снятием фонаря, снимать после установки фонаря).

Предохранители ставятся при подъеме кресла из кабины до выхода двух нижних пар бобышек из направляющих и снимаются после установки в направляющие кабины двух пар бобышек.

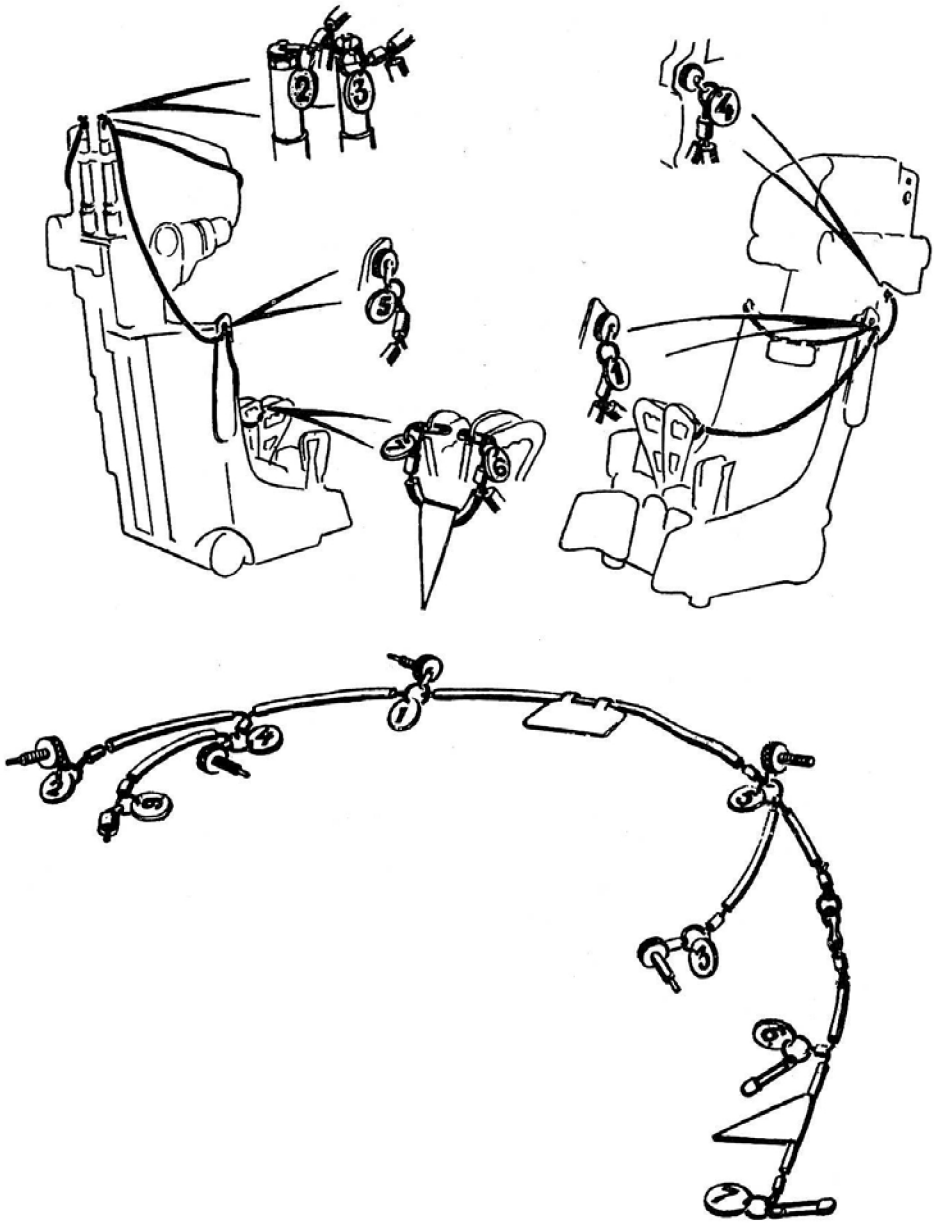


Рис. 48. Кабинная связка наземных предохранителей

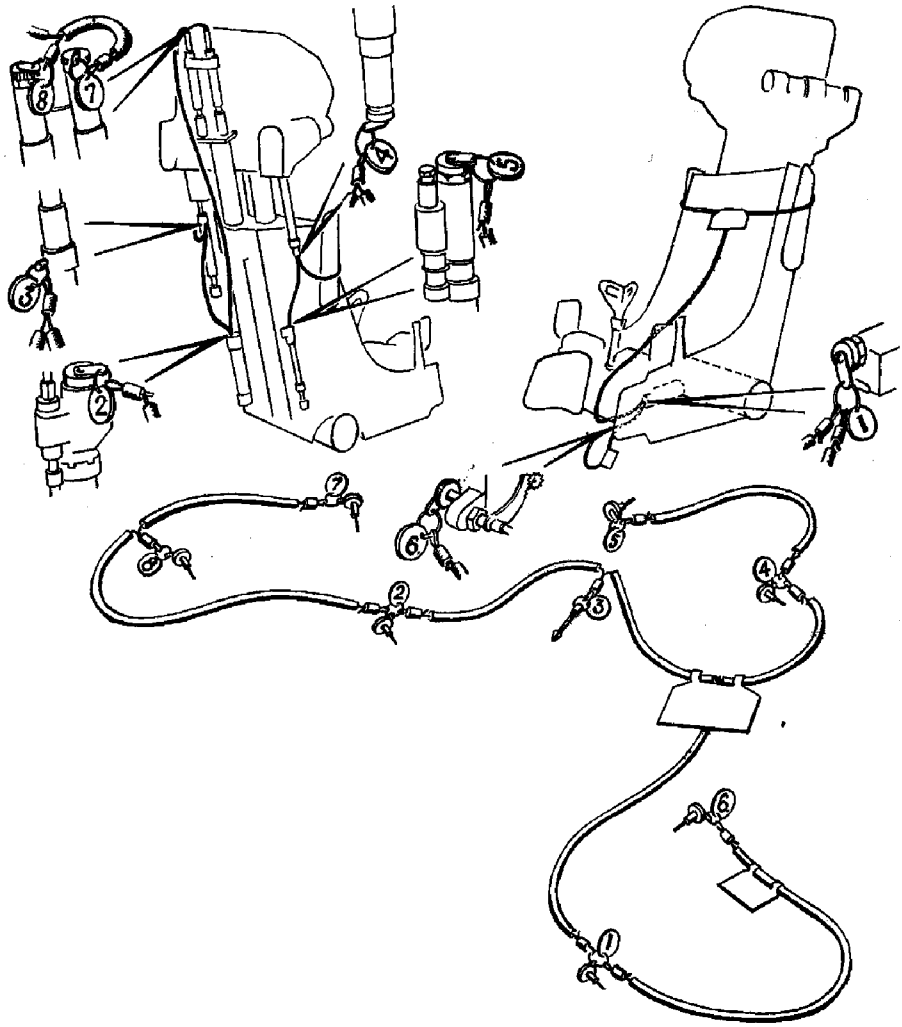


Рис. 49. Внекабинная связка наземных предохранителей

3. МЕРЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ РАБОТ ПО САПС

Согласно требованиям руководящих документов перед выполнением работ на АТ весь личный состав, участвующий в выполнении работ, проходит инструктаж по мерам безопасности с обязательной росписью в журнале инструктажа по технике безопасности. Выполнение требований безопасности обязательно для всех лиц, работающих на АТ.

Основные правила по соблюдению мер безопасности:

1. Все работы на самолете выполняются только с разрешения техника самолета и в его присутствии, который обязан требовать выполнения правил безопасности всеми специалистами, работающими на самолете.

2. Перед включением бортовых или наземных источников электроэнергии необходимо получить разрешение на выполнение работ у техника самолета и установить перед самолетом трафарет «САМОЛЕТ ПОД ТОКОМ».

3. Инструмент, применяемый для работ на АТ, должен быть исправным, маркированным, содержаться в специальных ящиках, в которых должна находиться опись всего инструмента. Инструмент проверяется по описи, поштучно, в начале и после выполнения работ.

4. При стоянке самолета под колеса должны быть установлены упорные колодки.

5. Опорные пяты стремянок должны быть обшиты резиной в местах соприкосновения с обшивкой.

6. Запрещено ходить по обшивке самолета, не защищенной специальными трапами.

7. Все работы на самолете выполнять только в той последовательности, которая указана в технологической карте.

8. Все работы по САПС должны производиться только специалистами по САПС, прошедшими специальное обучение, инструктаж по технике безопасности и имеющих письменный допуск на производство этих работ. Во время работы специалистов по САПС производить какие-либо другие работы в кабине самолета запрещается.

9. Перед началом работ (до посадки в кабину) необходимо проверить наличие и правильность установки эксплуатационных (наземных) чек, положение стопоров, предохранительных колпаков, переключате-

лей кранов или рычагов и других устройств, исключающих непреднамеренное введение в действие механизмов катапультных сидений, систем управления фонарем, срабатывание противопожарной системы, уборки шасси и других систем, что могло бы привести к травмированию личного состава.

10. При осмотре кабин запрещается менять исходное положение рычагов, кранов переключателей, не имеющих отношения к выполняемой работе. При работе с конкретными образцами катапультных установок необходимо строго руководствоваться инструкциями по их эксплуатации.

11. При демонтаже катапультного сиденья в его пиромеханизмы должны устанавливаться технологические чеки (снятые эксплуатационные чеки должны оставляться в кабинах). Схема и порядок установки чек даны в инструкциях каждого типа САПС.

12. Подготовку, отладку и регулировку стреляющих механизмов катапультного сиденья и фонаря производить при вынутых пиропатронах.

13. При проведении работ на САПС запрещается:

- производить работы по заряжанию (разряжанию) пиромеханизмов и пороховой камеры без технического наблюдения и руководства со стороны начальника группы САПС или лица, его замещающего;
- производить удары, толчки, резкие перемещения и другие действия, приводящие к деформациям и повреждениям элементов кресла;
- снимать с самолета фонарь вместе с тросом блокировки.

14. По окончании работ с САПС все детали должны быть законтрены согласно инструкции, а рабочее место проверено руководителем работ, после чего должна быть сделана соответствующая запись в журнале учета. При заряженных пиромеханизмах кресел производить на креслах какие-либо работы без установленных наземных предохранителей запрещается.

В процессе эксплуатации необходимо постоянно следить за положением агрегатов и узлов системы сброса фонаря, учитывая при этом, что контровки и пломбы только указывают на правильное положение деталей, но не являются силовыми элементами, препятствующими перемещению тяг и качалок.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Федеральные авиационные правила инженерно-авиационного обеспечения государственной авиации (ФАП ИАО). – М., 2005.

2. Конструкция и прочность летательных аппаратов / под ред. О.В. Болховитинова; ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004.

3. Катапультное кресло К-36ДМ серии 2. Руководство по технической эксплуатации.

4. Самолет 9-12. Руководство по технической эксплуатации.

5. Планер и взлетно-посадочные устройства самолета МиГ-29: учеб. пособие / под ред. В.И.Дубинского; МАИ, 1991.

Учебное издание

В.В.САНЬКО, И.Е.ТОРМОЗОВ, В.И.ЯЦЕНКО

СРЕДСТВА АВАРИЙНОГО ПОКИДАНИЯ САМОЛЕТА МиГ-29

Учебное пособие

Редактор Н. С. К у п р и я н о в а
Верстка Т. Е. П о л о в н е в а

Подписано в печать 3.06.2010 г. Формат 60×84 1/16..
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Печ. л. 7,0.
Тираж 100 экз. Заказ .

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

Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.