

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

Д.В. САЗОНОВ

АВИАЦИОННЫЕ ПУСКОВЫЕ УСТРОЙСТВА

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для обучающихся по программе военной подготовки

Самара
Издательство Самарского университета
2022

ISBN 978-5-7883-1818-9

© Самарский университет, 2022

УДК 629.7.028(075)
ББК 68.53я7
С148

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. Г. И. Леонович,
д-р техн. наук, доц. М. А. Ковалев

Сазонов, Дмитрий Владимирович

С148 **Авиационные пусковые устройства:** учебное пособие / *Д.В. Сазонов*; Министерство науки и высшего образования Российской Федерации, Самарский университет. – Самара: Издательство Самарского университета, 2022. – 1 CD-ROM (3,10 Мб). – Загл. с титул. экрана. – Текст: электронный.

ISBN 978-5-7883-1818-9

В данном учебном пособии рассмотрены основные технические характеристики, назначение, конструкция, маркировка и работа авиационных пусковых устройств АПУ-470, П-72-1Д, АПУ-60-1.

Предназначено для студентов, обучающихся в военном учебном центре по программам подготовки офицера запаса и рядового запаса.

Выполнено в военном учебном центре при Самарском университете.

УДК 629.7.028(075)
ББК 68.53я7

Минимальные системные требования:

PC, процессор Pentium, 160 МГц;
Microsoft Windows XP; мышь;
дисковод CD-ROM; Adobe Acrobat Reader.

© Самарский университет, 2022

Редакционно-издательская обработка Л.Р. Дмитриенко

Подписано для тиражирования 29.11.2022.

Объем издания 3,10 Мб.

Количество носителей 1 диск.

Тираж 11 дисков.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086, Самара, Московское шоссе, 34.

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

ОГЛАВЛЕНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АВИАЦИОННЫХ ПУСКОВЫХ УСТРОЙСТВАХ.....	5
АВИАЦИОННОЕ ПУСКОВОЕ УСТРОЙСТВО П-72-1Д	7
1. Назначение и основные технические характеристики.....	7
2. Компоновка и функции элементов.....	7
3. Работа АПУ П-72-1Д	14
АВИАЦИОННОЕ ПУСКОВОЕ УСТРОЙСТВО АПУ-470.....	18
1. Назначение и основные технические характеристики.....	18
2. Компоновка и функции элементов.....	21
3. Работа АПУ-470	27
АВИАЦИОННОЕ ПУСКОВОЕ УСТРОЙСТВО АПУ-60-I.....	32
1. Назначение и основные технические характеристики.....	32
2. Особенности устройства и принцип работы	32
3. Конструкция АПУ-60-I.....	33
4. Работа АПУ-60-I.....	40
5. Техническая эксплуатация АПУ-60-I.....	41
5.1. Установка АПУ-60-1 ДБ1, АПУ-60-1ДБ2 на самолет	42
5.2. Подвеска ракеты на АПУ-60-I	42
5.3. Снятие ракеты с АПУ-60-I	43
5.4. Снятие АПУ-60-I с самолета.....	44
5.5. Хранение АПУ-60-I.....	44
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	54

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АВИАЦИОННЫХ ПУСКОВЫХ УСТРОЙСТВАХ

Современное воздушное судно (ВС) характеризуется мощным ракетным вооружением (РВ), в состав которого наряду с управляемыми ракетами (УР) и системами управления входят пусковые (АПУ) и катапультные (АКУ) устройства, которые обеспечивают:

- рациональное размещение ракет на ВС (под крылом или под фюзеляжем);
- транспортирование к месту пуска;
- безопасное отделение ракет от ВС.

АПУ и АКУ являются промежуточным звеном между ВС и управляемой ракетой. Это накладывает отдельные требования к ним:

- обеспечение минимального влияния системы «АПУ–ракета» на аэродинамические качества ВС на всех режимах применения;
- обеспечение минимальной массы ВС;
- обеспечение управляемости и устойчивости ВС с различными вариантами подвешиваемых ракет;
- обеспечение прочности системы «ВС–АПУ–ракета» во всем диапазоне перегрузок, скоростей и высот применения ВС;
- обеспечение безопасности отделения ракет от ВС во всем диапазоне применения;
- обеспечение надежности работы (незаглохания) силовой установки ВС в момент пуска ракет;
- обеспечение возможности работы головки самонаведения и системы управления ракетами с реальными начальными возмущениями, возникающими при отделении ракеты от ВС;
- обеспечение работоспособности АПУ и АКУ при воздействии аэродинамического нагрева газовой струи двигателя ВС;
- обеспечение рационального размещения АПУ и АКУ на ВС;
- обеспечение эксплуатационных характеристик АПУ и АКУ.

Анализ рациональных способов отделения УР от ВС показывает, что основными способами отделения ракет по характеру активной отделяющей силы могут быть метод **ПУСКА** и метод **СБРОСА**. В первом случае такой силой является тяга двигателя ракеты, а во втором – сила, создаваемая приводом АКУ.

Отделение ракет от ВС методом **ПУСКА** является самым простым, надежным и наиболее распространенным в настоящее время способом старта управляемых ракет. АПУ, в которых использован этот метод пуска, просты по конструкции, имеют малую массу и габариты и обладают высокой прочностью и надежностью в работе. Его применение позволяет достаточно быстро пройти зону интерференции и поэтому УР получает сравнительно небольшие начальные возмущения, что способствует устойчивой работе ее системы управления. Однако этот метод применим только при наружном размещении АПУ, когда

геометрически обеспечивается свободное движение ракеты вдоль продольной оси, и характерен для УР ближнего радиуса применения.

При использовании метода **СБРОСА** ракета, подвешенная под самолетом, первоначально отбрасывается специальным толкающим механизмом на определенное расстояние от ВС, после чего производится запуск двигателя УР, и она под действием силы тяги движется вдоль продольной оси в направлении применения. Этот метод пуска характерен для УР большого радиуса действия. Для ракет среднего радиуса действия могут использоваться оба метода.

Большинство АПУ, находящихся в эксплуатации в настоящее время, спроектировано для наружного размещения, которое характерно для современного поколения самолетов ближнего радиуса действия. Для самолетов среднего радиуса действия (перехватчиков ПВО) характерно полуутопленное размещение пусковых устройств, а для дальних и стратегических бомбардировщиков – внутреннее. Для самолетов четвертого поколения наметился определенный сдвиг в сторону внутреннего и полуутопленного размещения пусковых устройств и, следовательно, в сторону более широкого применения катапультного старта ракет.

Тенденция развития АПУ и АКУ сводится к следующему:

- уменьшению массы АПУ в связи с упрощением конструкции силового корпуса;
- улучшению технологичности конструкции;
- улучшению аэродинамических характеристик конструкции;
- усовершенствованию конструкции замково-стопорного механизма и механизма отрывного злектроразъема:
- повышению работоспособности за счет упрощения структурных и кинематических схем АПУ и его агрегатов;
- применению прогрессивных материалов, красок и лаков;
- применению новых технологий изготовления элементов, узлов и агрегатов АПУ.

АВИАЦИОННОЕ ПУСКОВОЕ УСТРОЙСТВО П-72-1Д

1. Назначение и основные технические характеристики

Авиационное пусковое устройство П-72-1Д (рис. 1) предназначено для подвески, транспортирования и пуска ракеты Р-73Э.

Основные технические характеристики

Напряжение питания:	
– постоянным током, В	27(+2,4; –3,0)
– переменным током частотой 400 (± 20) Гц, В	115(+5; –7)
Масса, кг...	49,3–50,1
Габариты, мм:	
– длина	2596
– ширина	130
– высота	215
Усилие открытия замка при сходе ракеты, кгс	200 \pm 60

2. Компоновка и функции элементов

АПУ устанавливается на 1–6 точки подвески (рис. 2).

В состав АПУ входят (рис. 3):

- балка с передним и задним обтекателями;
- замковый блок;
- механизм среза электрожгута;
- механизм поджатия разъема;
- система охлаждения ТГС ракеты;
- электрооборудование.

Балка представляет собой конструкцию обтекаемой формы, основным силовым элементом которой является пилон, выполненный за одно целое с направляющими.

В верхней части балки установлены блок управления пуска БУП-72, система электропитания СЭП-72М, разъем Х6 стыковки АПУ с бортом самолета и узлы крепления АПУ к шкворням крыльевых узлов подвески. В пилоне размещены азотный баллон, замковый блок с контактами запуска двигателя (КЗД) ракеты, механизм среза электрожгута, направляющие для бугелей ракеты.

Для уменьшения аэродинамического сопротивления передняя и задняя части пилона закрыты передним и задним обтекателями, каждый из которых состоит из двух раскрывающихся створок.

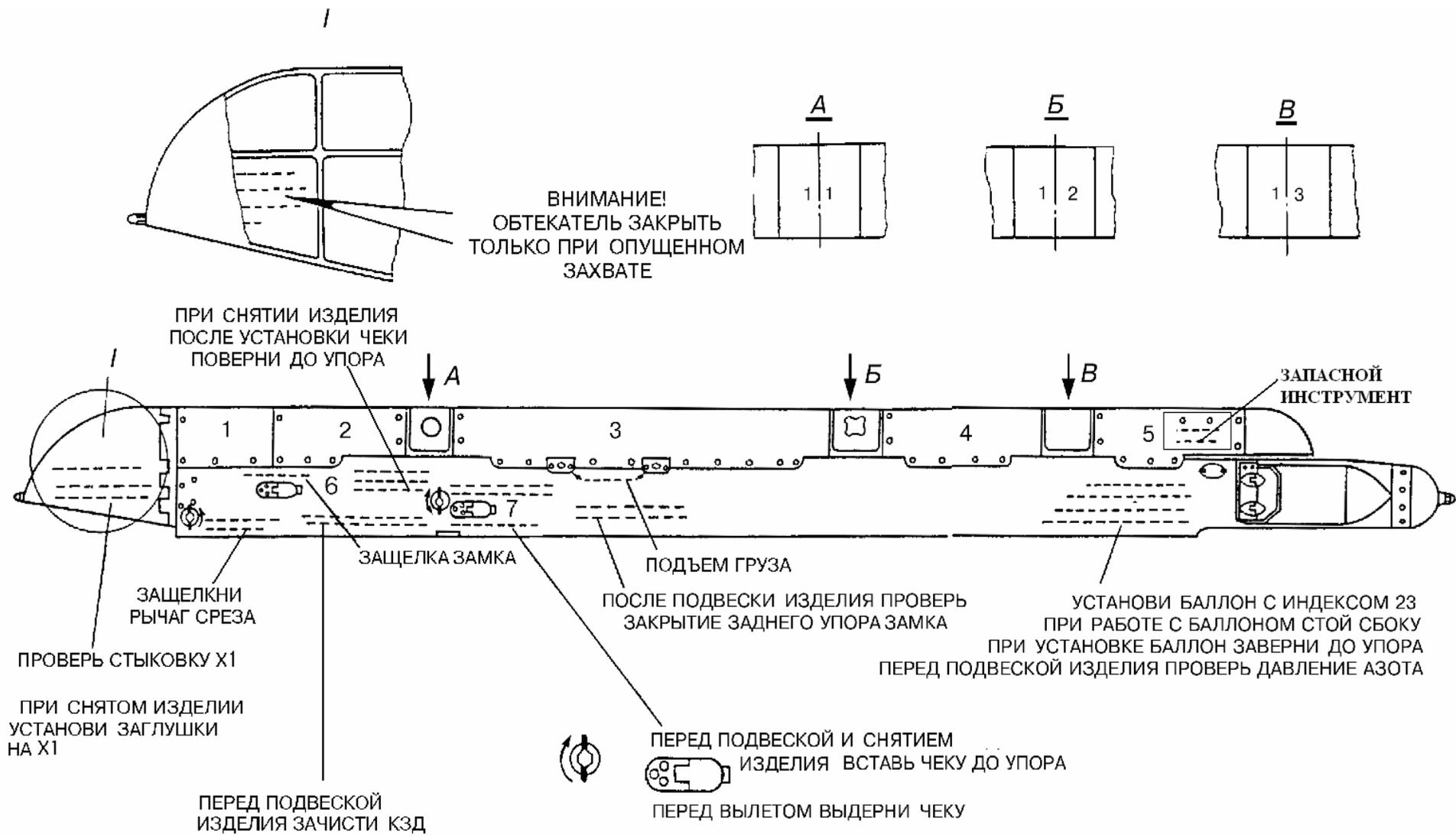


Рис. 1. Общий вид и эксплуатационные надписи АПУ П-72-1Д

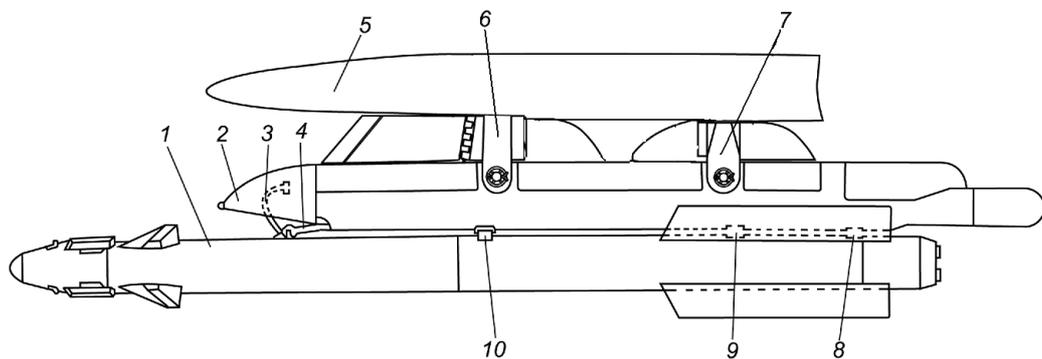


Рис. 2. Установка АПУ П-72-1Д с ракетой на 1-6 точки подвески:
 1 – ракета; 2 – П-72-1Д; 3 – срезной жгут ракеты; 4 – захват; 5 – крыло;
 6, 7 – передний, задний узлы подвески АПУ;
 8, 9, 10 – задний, средний, передний бугели ракеты

При раскрытии створок переднего обтекателя обеспечивается подход к электроразъему Х1 стыковки электросистем АПУ и ракеты. Стыковка и расстыковка разъема при подвеске ракеты осуществляется с помощью механизма поджатия разъема. К шпангоуту переднего обтекателя крепится захват срезного устройства электрожгута.

При раскрытии створок заднего обтекателя обеспечивается подход к азотному баллону и хомуту его крепления. На шильдике, расположенном на внутренней стенке створки заднего обтекателя, имеется таблица рабочих давлений азота в баллоне.

Стопорение створок переднего и заднего обтекателей в закрытом положении осуществляется невыпадающими винтами.

При подвеске АПУ на самолет посадочные места переднего и заднего узлов крепления АПУ вставляются в отверстия вилок шкворней крыльевых узлов подвески и крепятся болтами и гайками. Электрические блоки, установленные в пилоне, закрыты крышками.

Для уменьшения амплитуды вибраций ракеты в пределах зазора между бугелем и направляющими пилона в АПУ установлены специальные пластины (антивибраторы). Для удобства совмещения бугелей ракеты с прорезями в направляющих пилона АПУ при подвеске и снятии ракеты на направляющих предусмотрены упоры.

На пилоне АПУ имеются люки для установки предохранительной чеки при наземных работах, подвеске и снятии ракеты и для контроля положения защелки замкового блока.

Замковый блок (рис. 4) включает в свой состав электромеханический замок и электроблокировочное устройство. Замок фиксирует ракету на АПУ и осуществляет блокировку цепи запуска ее двигателя. В электроблокировочное устройство при наземных работах вставляется предохранительная чека.

Блок обеспечивает:

- удержание ракеты на направляющих от движения назад упором с пружиной и осью;
- прохождение команды на запуск двигателя ракеты через КЗД;

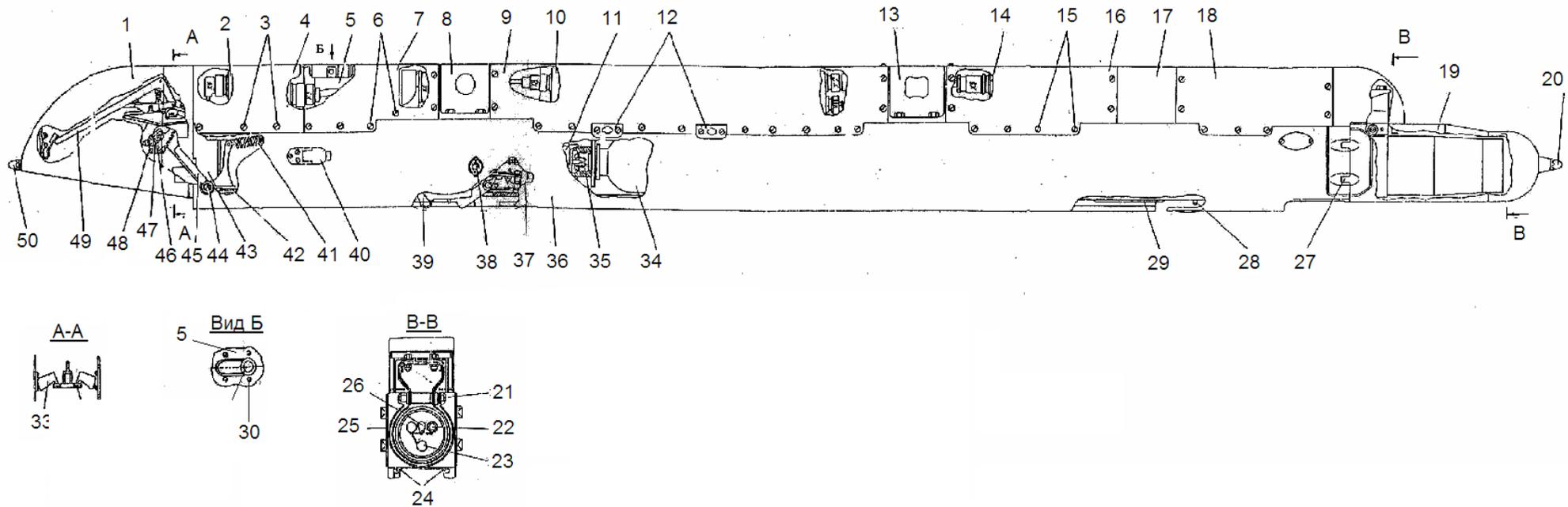


Рис. 3. Конструкция АПУ П-72-1Д:

- 1 – передний обтекатель; 2 – БУП-72; 3, 6, 15, 20, 21, 30, 50 – винты; 4, 7, 9, 16, 18 – крышки; 5 – створка; 8 – передний узел подвески АПУ; 10 – СЭП-72М; 11 – электроклапан; 12, 29 – пластины; 13 – задний узел подвески АПУ; 14 – заглушка; 17 – кронштейн; 19 – задний обтекатель; 22 – манометр; 23 – зарядный клапан; 24, 28, 33, 48 – упоры; 25 – хомут крепления баллона; 26 – бирка баллона; 27 – петля; 31 – резиновый вкладыш для выхода жгута разъема Х6; 32, 46 – оси; 34 – унифицированный азотный баллон для АПУ-470 и П-72-1Д; 35 – перепускной клапан; 36 – пилон; 37, 40 – крышки люков; 38, 44 – гайки; 39 – замковый блок; 41 – пружина; 42 – амортизатор; 43 – шпангоут; 45 – захват; 47 – защелка; 49 – рычаг механизма поджатия разъема.

- тарированное усилие схода ракеты 200 (± 60) кгс поджатием пружины с гайкой;
- блокировку цепи запуска двигателя ракеты при наземной эксплуатации рычагом при установке под рычаг предохранительной чеки.

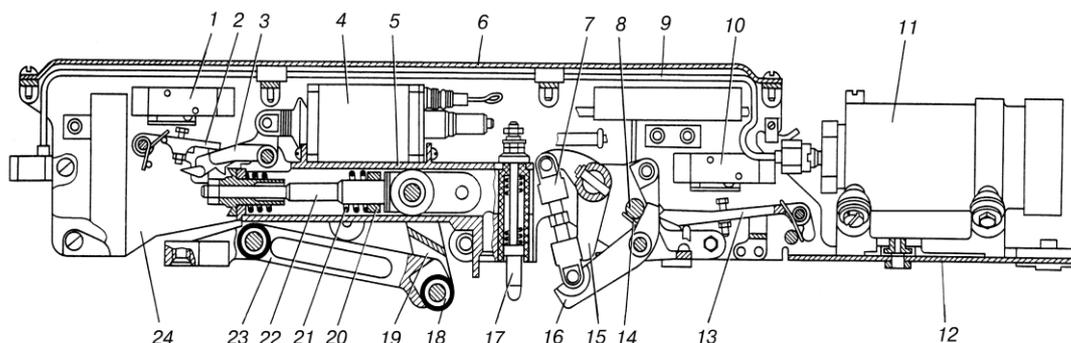


Рис. 4. Замковый блок:

- 1, 10 – концевые выключатели; 2, 13, 15 – рычаги; 3 – защелка; 4 – электромагнит;
 5 – корпус; 6 – трубопровод; 7, 19, 23 – тяги; 8 – ось; 9 – крышка; 11 – электроклапан;
 12 – кронштейн; 14, 21 – пружины; 16 – упор; 17 – контакт; 18 – ролик; 20 – гайка;
 22 – шток; 24 – стенка

К корпусу блока крепятся электромагнит с защелкой, стенки и кронштейн, на котором установлены концевые выключатели, размыкающие цепь запуска двигателя ракеты при вставленной предохранительной чеке и цепь электроклапана системы охлаждения ТГС ракеты. На стенках закреплены концевые выключатели, замыкающие цепи запуска двигателя ракеты.

Механизм среза электрожгута ракеты обеспечивает захват обоймы срезного устройства, ее удержание во время схода ракеты и уборку внутрь переднего обтекателя АПУ после среза жгута.

Основными деталями механизма среза жгута являются захват, защелка, две пружины, ось и гайка. При подвеске ракеты поворот захвата, соединяемого с обоймой жгута, осуществляется вручную поворотом ключа, устанавливаемого в гайку. После среза жгута захват вместе с обоймой, удерживаемой защелкой, под действием пружин откидывается вверх до упора в амортизатор.

Механизм поджатия разъема (рис. 5) обеспечивает стыковку и фиксацию разъема Х1 связи АПУ с ракетой.

Основными деталями механизма являются корпус с ловителем, рычаг и ползун.

Корпус крепится к пилону АПУ и на нем установлена розетка разъема Х1.

При состыкованном разъеме Х1 рычаг занимает положение, при котором пружина обтекателя АПУ отжимает рычаг вниз, осуществляя контроль его положения.

Система охлаждения ТГС ракеты, расположенная в АПУ (рис. 6), обеспечивает подачу хладагента (сжатого азота) в ракету через разъем Х1.

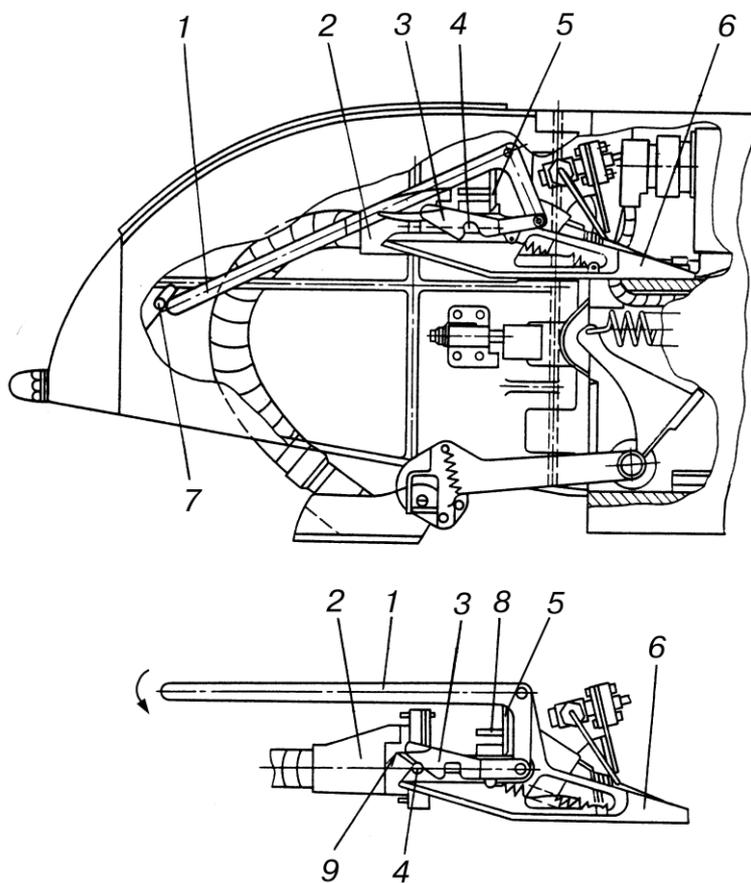


Рис. 5. Механизм поджатия разъема:

1 – рычаг; 2 – вилка; 3 – ползун; 4 – валик; 5 – розетка; 6 – корпус; 7 – пружина;
8 – направляющие штыри; 9 – ловители

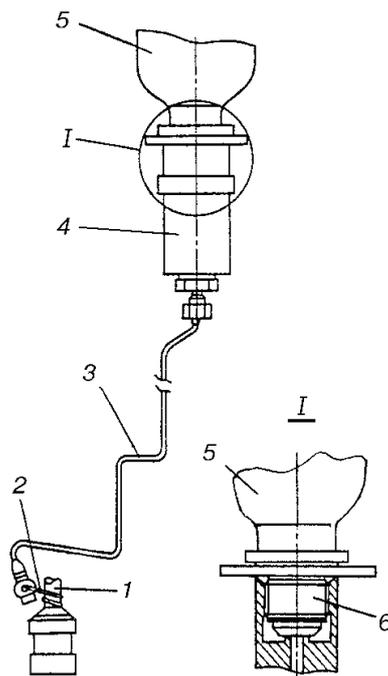


Рис. 6. Система охлаждения ТГС ракеты в АПУ П-72-1Д:
1 – электрожгут; 2, 3 – трубопроводы; 4 – электроклапан; 5 – баллон;
6 – перепускной клапан

В состав системы охлаждения входят: азотный баллон с зарядным, предохранительным, перепускным клапанами и манометром (см. 123.12.10); электроклапан; трубопроводы.

Перепускной клапан с одной стороны ввинчивается в баллон, а с другой – в электроклапан, расположенный в замковом блоке.

Трубопроводы соединяют между собой электроклапан и разъем X1, при этом один из них конструктивно расположен в электрожгуте.

Электрооборудование АПУ обеспечивает:

- подачу электропитания в ракету;
- выдачу на самолет информации о наличии и типе ракеты на АПУ;
- управление азотной системой охлаждения ТГС ракеты;
- передачу на ракету сигналов, характеризующих начальные условия ее пуска, и сигналов целеуказания ϕI , ϕII ;
- выдачу на самолет сигнала угловой скорости линии визирования цели ТГС ракеты;
- контроль готовности ракеты к пуску;
- выдачу на ракету пусковых команд;
- управление механизмами пуска.

В состав электрооборудования входят:

- система электропитания СЭП-72М;
- блок управления пуском БУП-72;
- заглушка ЗК;
- электроагрегаты замкового блока;
- электропроводка (жгуты с разъемами).

Схема соединения агрегатов электрооборудования АПУ дана на рис. 7.

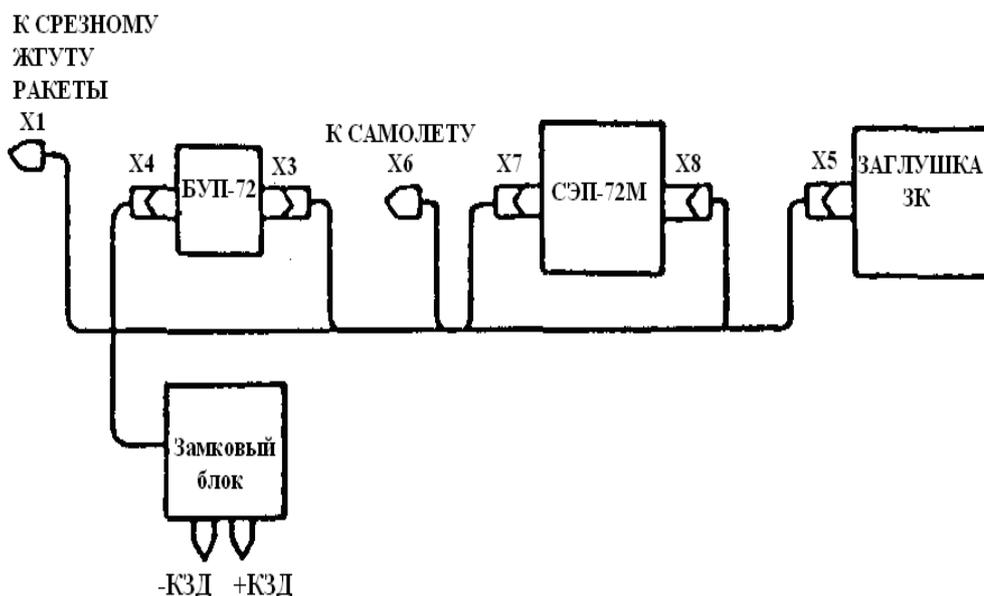


Рис. 7. Схема соединения агрегатов электрооборудования АПУ П-72-1Д

БУП-72 представляет собой релейное устройство, которое контролирует готовность ракеты к пуску, выдает в нее пусковые команды и команду на открытие замка АПУ.

СЭП-72М предназначена для питания аппаратуры ракеты в режиме совместной работы напряжениями постоянного тока +27 В, -27 В, +20 В, -20 В, переменного трехфазного тока 36 В 400 Гц и поддержания этих напряжений в заданных пределах.

Электромеханический замок с КЗД ракеты и антивибратором предназначен для удержания ракеты на подвеске и передачи на нее команды на запуск двигателя. С бортом самолета АПУ соединяется разъемом Х6, а с ракетой – разъемом Х1.

Принципиальная электросхема П-72-1Д показана на рис. 8.

3. Работа АПУ П-72-1Д

Перед подвеской ракеты в АПУ вставляется предохранительная чека и микровыключателями S3 и S4 разрывается цепь запуска двигателя ракеты – цепь подачи напряжения на контакты S6 (+КЗД) и S7 (-КЗД). Если чека не вставлена, то существующая механическая блокировка не позволяет подвесить ракету на АПУ. Чека вынимается непосредственно перед вылетом самолета.

После подвески ракеты на АПУ взводится механизм среза жгута (при невзведенном механизме среза нельзя закрыть передний обтекатель).

При подвешенной ракете, состыкованном разьеме Х1 и подаче электропитания на точку подвески из ракеты через клемму 8 Х1 на клеммы 6, 8, 9 Х6 выдаются сигналы БПИМ висит, Пр.1 и Пр.4 на борт самолета в виде «минуса».

С борта самолета в АПУ выдаются питающие напряжения:

- постоянного тока +27 В на клемму 25 Х6;
- переменного тока 115 В 400 Гц на клеммы 46, 52 Х6.

Однофазное напряжение ~115 В 400 Гц поступает в СЭП, которая выдает напряжения ± 27 В, ± 20 В и трехфазное переменное напряжение 36 В 400 Гц. Напряжения ± 27 В с клемм 1, 2 и ± 20 В с клемм 6, 9 Х8 СЭП поступают соответственно на клеммы 3, 4, клеммы 1, 2 и клемму 15 Х1, при этом происходит электроарретирование ТГС ракеты. Трехфазное переменное напряжение 36 В 400 Гц с клемм 5, 8, 10 Х8 через клеммы 5, 6, 7 Х1 поступает в ракету для раскрутки гиromоторов системы управления ракетой.

Одновременно с борта самолета напряжение 27 В поступает с клеммы 25 Х6 на клемму 11 Х1 для обогрева датчиков аэродинамических углов (ДАУ) ракеты.

Охлаждение ТГС ракеты осуществляется по команде ОК (ОТКРЫТИЕ КЛАПАНА), которая с борта самолета поступает на клемму 37 Х6 и идет в ракету через клеммы 14 и 10 Х1, в БУП на клемму 14 Х3 и далее через клемму 10 Х4 поступает в замковый блок на электроклапан азотной системы АПУ. При наличии ракеты на подвеске через клемму 52 Х1, клемму 18 Х3, клемму 8 Х4 на электроклапан подается «минус» и он срабатывает. Азот поступает в ракету для

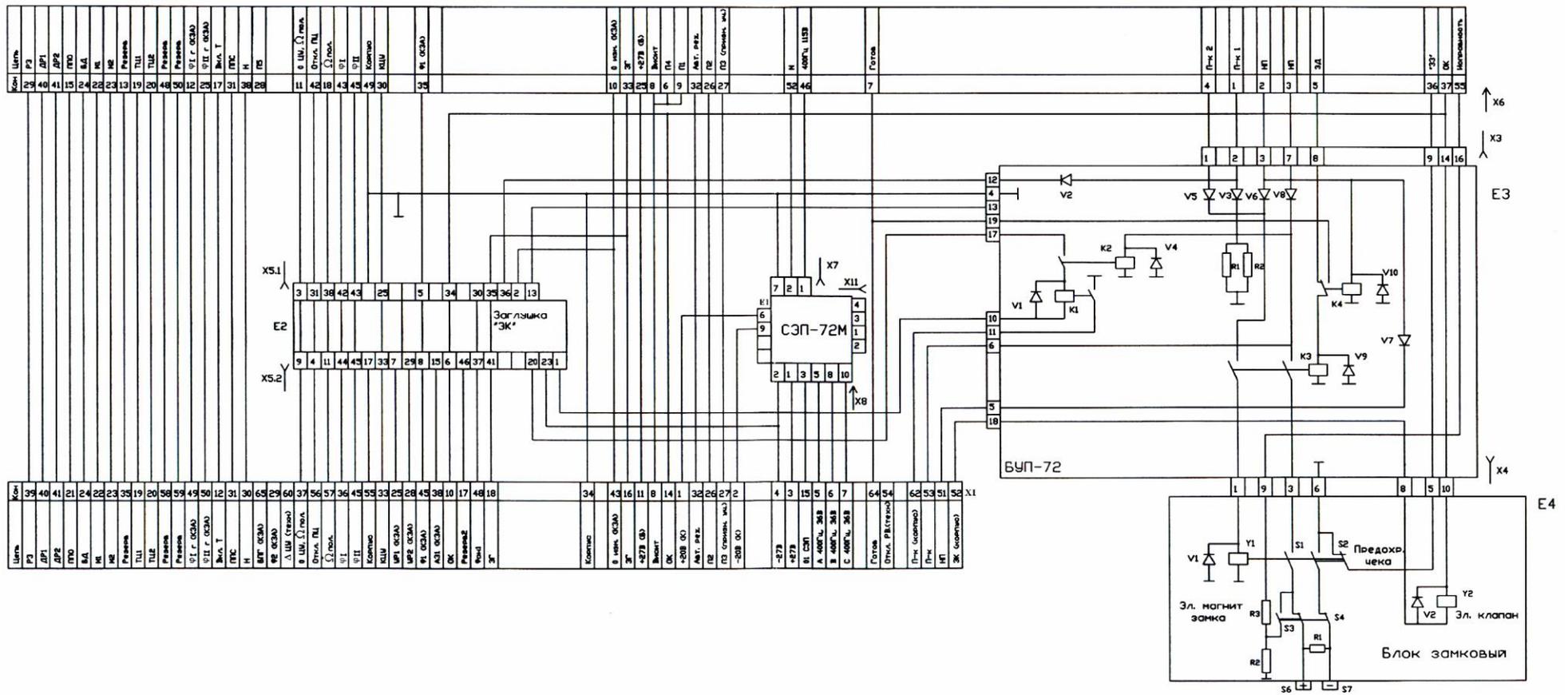


Рис. 8. Принципиальная электросхема АПУ П-72-1Д:

E1 – СЭП-72М; E2 – заглушка ЗК; E3 – БУП-72; E4 – замковый блок; X1 – электроразъем стыковки АПУ с ракетой;
 X3, X4 – электроразъемы БУП-72; X5.1, X5.2 – электроразъемы заглушки ЗК; X6 – электроразъем стыковки АПУ с самолетом;
 X7, X8, X11 – электроразъемы СЭП-72М; S6, S7 – контакты запуска двигателя (КЗД) ракеты; S1...S4 – микровыключатели

охлаждения фотоприемника ТГС. При сходе ракеты с клеммы 52 X1 снимается «минус», в замковом блоке отключается электроклапан азотной системы АПУ и подача азота в ракету прекращается.

Команда ЦЕЛЕУКАЗАНИЕ (КЦУ) поступает с самолета на клемму 30 X6 и проходит через клеммы 25 и 33 заглушки ЗК на клемму 33 X1. Эта команда выдается снятием напряжения +27 В и выдачей «корпуса», при этом включаются тракты обнаружения и целеуказания ТГС ракеты.

Сигналы целеуказания «ФI» и «ФII» подаются на клеммы 43 и 45 X6 относительно нулевого провода «ОЦУ, Ωпол», соединенного с корпусом самолета у блока целеуказания (через клемму 11 X6), и идут в ракету на ТГС через клеммы 36, 46, 37 X1.

При отработке ТГС целеуказания и захвате цели головкой выдается команда ЗАХВАТ (ЗГ) на клеммы 18, 16 X1. Эта команда подается на самолет через клемму 33 X6 и используется для формирования команды ПУСК РАЗРЕШЕН (ПР).

При наличии команды ЗАХВАТ на самолет через клемму 57 X1, клеммы 11, 38 X5, клемму 18 X6 выдается сигнал абсолютной угловой скорости линии визирования цели ТГС Ωпол, который используется для формирования команды НЕДОПУСТИМАЯ ОШИБКА ПРИЦЕЛИВАНИЯ (НОП) при значении Ωпол более 6%.

При выдаче целеуказания ТГС ракеты в режимах РЦУ и НСЦ через клемму 42 X6 с самолета в ракету может поступать команда ОТКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕНАЦЕЛИВАНИЯ (ОТКЛ ПЦ), по которой в ТГС отключается схема перенацеливания.

При боевом пуске команды БК1 (ПУСК 1) и БК2 (ПУСК 2) в виде напряжений +27 В поступают с самолета на клеммы 1 и 4 X6.

Команда БК1 подается через диод V3: в ракету через клемму 53 X1; на обмотку реле К2 БУП. Реле К2 срабатывает и своими контактами замыкает цепь подачи питания на обмотку реле К1. При наличии напряжения +27 В от СЭП и срабатывании реле К1 через его контакты и клемму 62 X1 в ракету выдается команда ПУСК («минус»). При подаче в ракету команд ПУСК (+27В) и ПУСК («корпус») запускается газогенератор ракеты и взводится блок питания. После выхода блока питания на режим отключается потребление тока по цепям ПУСК (+27 В) и ПУСК («корпус») и при нулевом положении рулей и интерцепторов ракеты на борт самолета выдается команда ГОТОВ через клемму 64 X1 и клемму 7 X6.

После этого с борта самолета через клемму 5 X6 выдается команда КПДв на запуск двигателя ракеты в виде напряжения +27 В. По этой команде в БУП срабатывает реле К3 и напряжение бортовой сети по цепи ПУСК 2 через клемму 4 X6, диод V5, замкнувшиеся контакты реле К3 БУП подается на электромагнит замка АПУ. Происходит расстопорение ракеты, и замыкаются нормально-разомкнутые контакты микровыключателей S1, S2. Напряжение бортовой сети через замкнувшиеся контакты микровыключателей S1 и S2, контакты микровыключателей S3 и S4 подается на контакты S6 (+КЗД) и S7 (-КЗД).

Происходит запуск двигателя и сход ракеты, ее жгут срезается и снимается команда ВИСИТ с клеммы 8 X1 и клеммы 8 X6. После снятия команды ВИСИТ или в случае несхода ракеты в течение $1,8 \pm 0,27$ с питающие напряжения и пусковые команды автоматически снимаются (при наличии признака учебной ракеты пусковые команды не снимаются и АПУ не обесточивается).

При размыкании нормально-замкнутых контактов микровыключателей S2 снимается команда ЗАМОК ЗАКРЫТ.

При вставленной предохранительной чеке контактами микровыключателей S3 и S4 разрываются цепи контактов запуска двигателя ракеты S6 и S7 и при включении электромагнита контакты микровыключателей S1 и S2 обеспечивают выдачу сигнала ИСПРАВНОСТЬ через клемму 55 X6 на борт самолета.

При аварийном пуске через клеммы 2 и 3 X6 выдается команда АВ ПУСК, которая через диод V7 и клемму 51 X1 поступает в ракету для отключения в ее системе управления сигналов от ТГС.

По этой же команде в БУП срабатывает реле K4 и через его нормально-разомкнутые контакты сигнал выхода на режим (СВР) из ракеты проходит через клемму 19 X3 на обмотку реле K3, где происходит формирование команды ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ. Далее процесс аварийного пуска аналогичен процессу боевого пуска ракеты.

Для снятия ракеты с АПУ необходимо установить предохранительную чеку, вставить в гайку упора спецключ и повернуть его до упора в направлении, указанном стрелкой. При этом упор поднимается, и рычаги поднимают анти-вибраторы, освобождая проход ракеты назад для ее снятия с АПУ.

АВИАЦИОННОЕ ПУСКОВОЕ УСТРОЙСТВО АПУ-470

1. Назначение и основные технические характеристики

Авиационное пусковое устройство АПУ-470 (рис. 9) предназначено для применения УР типа Р-27 и обеспечивает:

- подвеску, транспортирование, боевой (тактический) и аварийный пуск ракеты;
- отделение ракеты от самолета с установленной начальной скоростью и заданным направлением;
- электропитание ракеты от бортовой сети самолета до пуска;
- подачу азота в систему охлаждения при применении ракеты с ТГС;
- механическую и электрическую блокировку самопроизвольного схода ракеты с АПУ в полете, при взлете и посадке;
- блокировку на земле электроцепей пуска при подвешенной ракете;
- опускание разъемов в нижнее положение с помощью ключа при стыковке с ракетой и их уборку внутрь корпуса АПУ при сходе ракеты;
- визуальный контроль крепления ракеты на АПУ и давления азота в баллоне.

Основные технические характеристики

Напряжение питания, В:

- при боевом (тактическом) пуске ракеты 27(+2,4; -3,0)
- при аварийном пуске ракеты 18(+0,6)

Применяемый газ в системе охлаждения ТГС

технический азот с точкой росы не выше минус 60 °С при P=150 кгс/см²

Рабочее давление азота в баллоне, кгс/см ²	до 350
Емкость баллона, л	7,3
Диапазон рабочих температур, °С	±60
Масса АПУ, кг	70–73
Масса АПУ со снятым азотным баллоном, кг	55
Габариты, мм:	
– длина	2580
– ширина	160
– высота	275

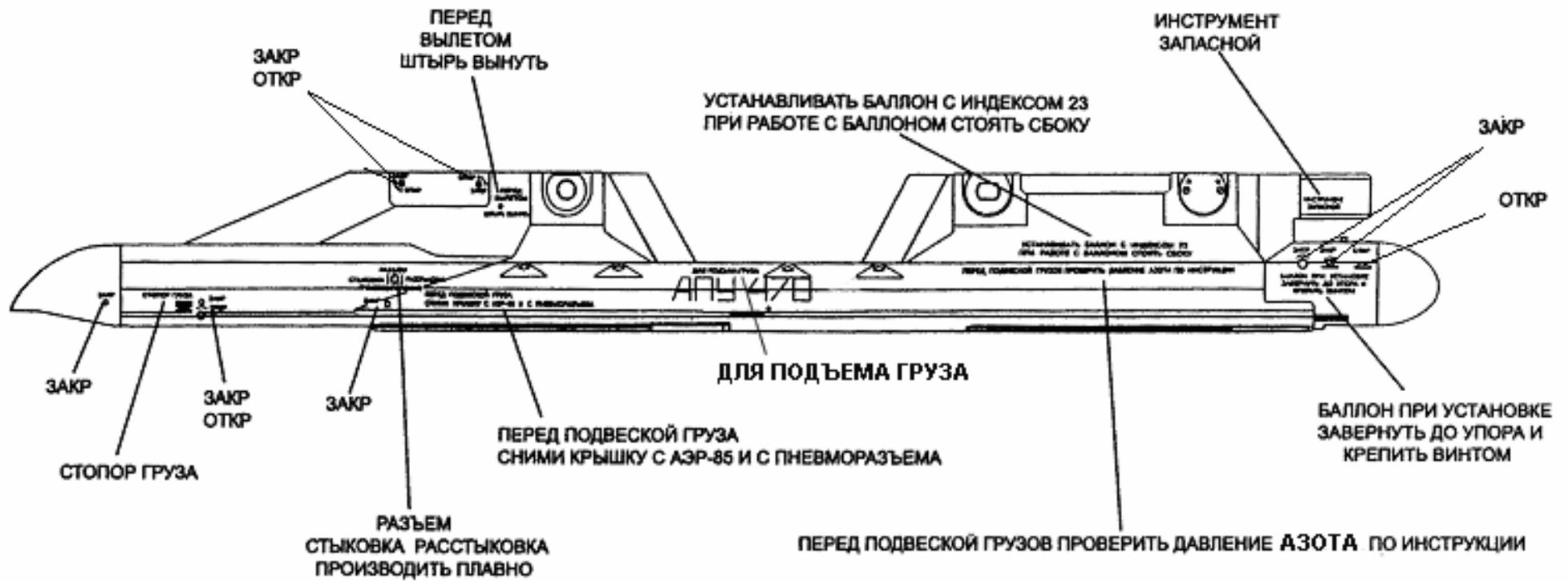


Рис. 9. Общий вид и эксплуатационные надписи АПУ-470

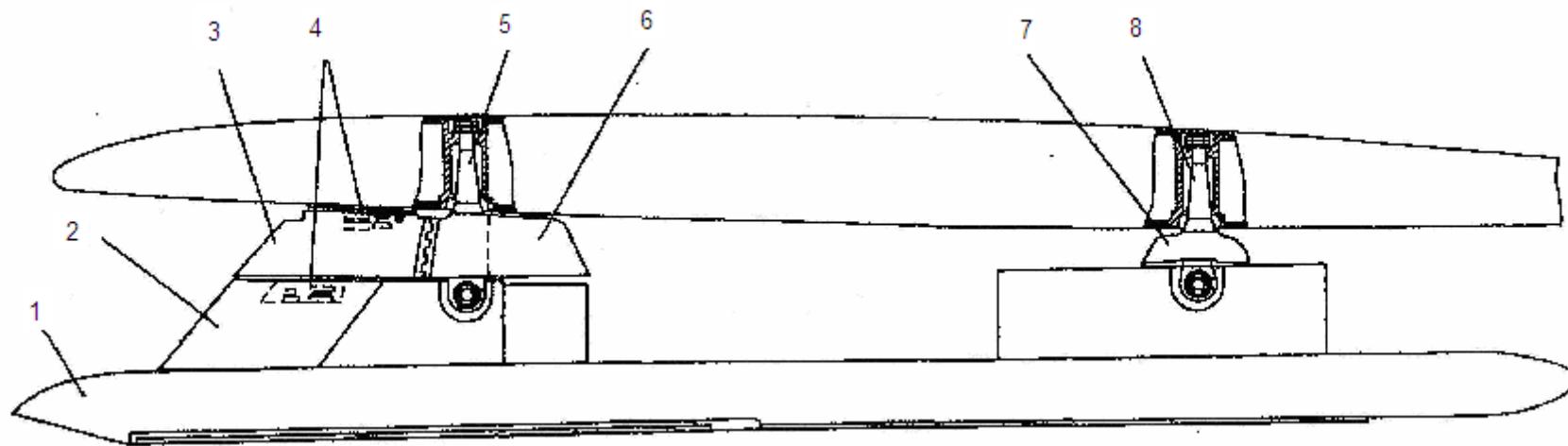


Рис. 10. Установка АПУ-470 на 1 и 2 точки подвески:

- 1 – АПУ; 2 – верхний обтекатель АПУ; 3 – передний обтекатель переднего шкворня; 4 – разъемы;
5 – передний шкворень; 6 – задний обтекатель переднего шкворня; 7 – обтекатель заднего шкворня;
8 – задний шкворень

2. Компоновка и функции элементов

АПУ подвешиваются с базой 1286,5 мм на унифицированные узлы подвески 1 и 2 точек подвески (рис. 10).

В состав АПУ (рис. 11) входят:

- корпус с узлами подвески на самолет, передним, верхним и задним обтекателями;
- функциональный блок;
- система охлаждения для ракет с ТГС;
- электросистема;
- волноводный коаксиальный тракт для ракет с РГС.

Корпус представляет собой набор элементов, которые образуют силовую сварную конструкцию, обеспечивающую крепление АПУ к самолету, подвеску ракеты и размещение составных элементов АПУ.

Корпус состоит из переднего и задних (используется только один) узлов подвески, направляющей, переднего, среднего и заднего кожухов.

На переднем узле подвески отверстие под болт крепления круглое. На задних узлах подвески отверстия прямоугольные с закругленными боковыми сторонами. Неиспользуемый задний узел подвески закрывается крышками.

Снизу корпуса расположена направляющая, к которой крепятся блоки, агрегаты и узлы, размещенные внутри корпуса АПУ. Выступы, выполненные с обеих сторон направляющей для среднего (а) и заднего (б) узлов подвески ракеты в сечении имеют два профиля: сзади – транспортный участок, на который опираются узлы подвески, подвешенной на АПУ ракеты; спереди – сходной участок, по которому перемещаются узлы подвески ракеты на начальном этапе ее движения.

Кожухи предназначены для усиления конструкции корпуса АПУ и для закрытия размещенных в корпусе блоков, агрегатов и узлов.

С переднего торца к корпусу винтами прикреплен передний обтекатель, на котором с обеих сторон имеются отверстия для проверки запирающих рычагов защелки стопором и исходного положения рычага, обеспечивающего отсоединение от ракеты и уборку внутрь корпуса АПУ электро- и пневморазъемов механизма стыковки.

К передней верхней части корпуса винтами прикреплен верхний обтекатель, имеющий с обеих сторон створки для доступа к разъемам и переключателю АЗОТ – ВЫКЛ. Створки вращаются на петлях и фиксируются замками, около которых имеются надписи ОТКР и ЗАКР. Створки обтекателя могут быть выполнены в двух конструктивных вариантах:

- соединены между собой двумя винтами в носовой части и разводятся в стороны их поворотом на вертикальных петлях;
- с каждого борта расположено по створке, фиксируемой на АПУ двумя четвертьоборотными замками и откидывающейся вниз ее поворотом на горизонтальных петлях.

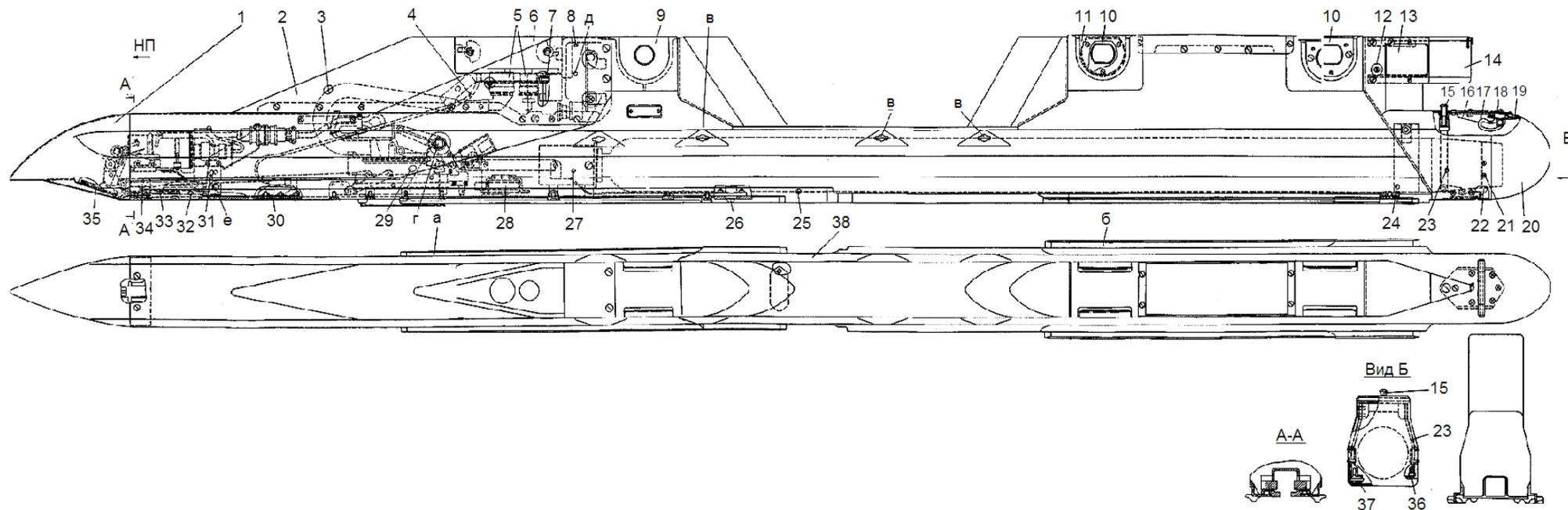


Рис. 11. Конструкция АПУ-470:

- 1 – передний обтекатель; 2 – верхний обтекатель; 3 – электрожгут; 4 – коаксиальный тракт; 5 – электроразъемы ХР1 и ХР3;
 6 – створка; 7 – блок диодов; 8 – блок коммутации; 9 – передний узел подвески; 10 – задний узел подвески;
 11 – крышка заднего узла подвески; 12 – винт крепления пенала; 13 – этикетка; 14 – пенал; 15 – кнопка открывания заднего обтекателя;
 16 – передняя створка петли; 17 – петля; 18 – задняя створка петли; 19, 37 – пружины; 20 – задний обтекатель; 21 – винт;
 22 – рычаг; 23 – скоба; 24 – хомут; 25 – азотный баллон; 26 – электроконтакт; 27 – пневмоэлектроклапан; 28 – блок резисторов;
 29 – механизм стыковки разъемов; 30 – излучатель; 31 – упор; 32 – блок защелки; 33 – корпус защелки; 34 – тяга; 35 – заслонка;
 36 – предохранительная скоба; 38 – направляющая;
 а – направляющие выступы для среднего узла подвески ракеты; б – направляющие выступы для заднего узла подвески ракеты;
 в – втулки для крепления системы подъема груза; г – ось механизма стыковки разъемов; д – отверстие для чеки; е – ось защелки

Внутри обтекателя размещены блок коммутации, блок диодов, разъемы электрожгута и коаксиального тракта. На обтекателе с обеих сторон имеются отверстия (д) для установки наземной предохранительной чеки, размыкающей электроцепи АПУ.

К заднему торцу корпуса на шарнирной петле присоединен задний обтекатель, для открывания которого имеется кнопка. Надежность запираания заднего обтекателя проверяется с помощью красной риски на кнопке, которая при запертом обтекателе должна выходить за корпус АПУ. Задний обтекатель открывает доступ к азотному баллону.

На левой боковой стенке корпуса АПУ сзади закреплена этикетка с указанием зависимости рабочего давления в баллоне от температуры окружающей среды.

В задней верхней части корпуса имеется окно, в которое вставляется пенал с запасным инструментом для обслуживания АПУ на оперативных аэродромах.

Функциональный блок установлен внутри корпуса АПУ и конструктивно объединяет блок защелки, механизм стыковки разъемов, блок резисторов и пневмоэлектроклапан. В функциональный блок также входят тяга, электрожгут, электроконтакты и коаксиальный тракт с излучателем. Все элементы функционального блока (кроме коаксиального тракта) соединены между собой.

Блок защелки (рис. 12) предназначен для удержания ракеты на АПУ от осевых перемещений, замыкания электроцепи поджига двигателя ракеты после расстопорения защелки, управления механизмом стыковки разъемов.

Блок защелки состоит из корпуса, левого и правого боковых рычагов, подковообразной пружины, упора, передних рычагов, стопора, двух пластинчатых пружин, двух микровыключателей и электромагнита. В нижней части корпуса имеется отверстие для прохода переднего узла подвески ракеты внутрь блока защелки и направляющие выступы, которые входят в соответствующие продольные пазы переднего узла подвески ракеты.

Правый и левый рычаги защелки свободно вращаются на валиках. Каждый рычаг имеет переднее и заднее плечи. Задние плечи рычагов соединены с подковообразной пружиной. За выступы передних плеч рычагов заходят два зуба нижнего плеча стопора, не позволяющие им расходиться. Верхнее плечо стопора соединено с якорем электромагнита. Стопор и верхние рычаги закреплены штифтами на оси.

При подвешенной на АПУ ракете передний узел ее подвески прочно удерживается:

- от движения вперед – рычагами блока защелки, которые не могут раскрыться, так как надежно удерживаются нижними плечами стопора и подковообразной пружиной;

- от движения назад – установленным на оси упором, который удерживается от перемещения вверх пластинчатыми пружинами. Ось упора на концах имеет четырехгранный профиль под ключ. При вращении ключом оси в

направлении стрелки на корпусе АПУ упор поднимается и занимает верхнее положение, а при снятии усилия с ключа занимает крайнее нижнее положение;

– от перемещений вверх-вниз – направляющими выступами на корпусе блока защелки, в которые заходят соответствующие пазы переднего узла подвески ракеты.

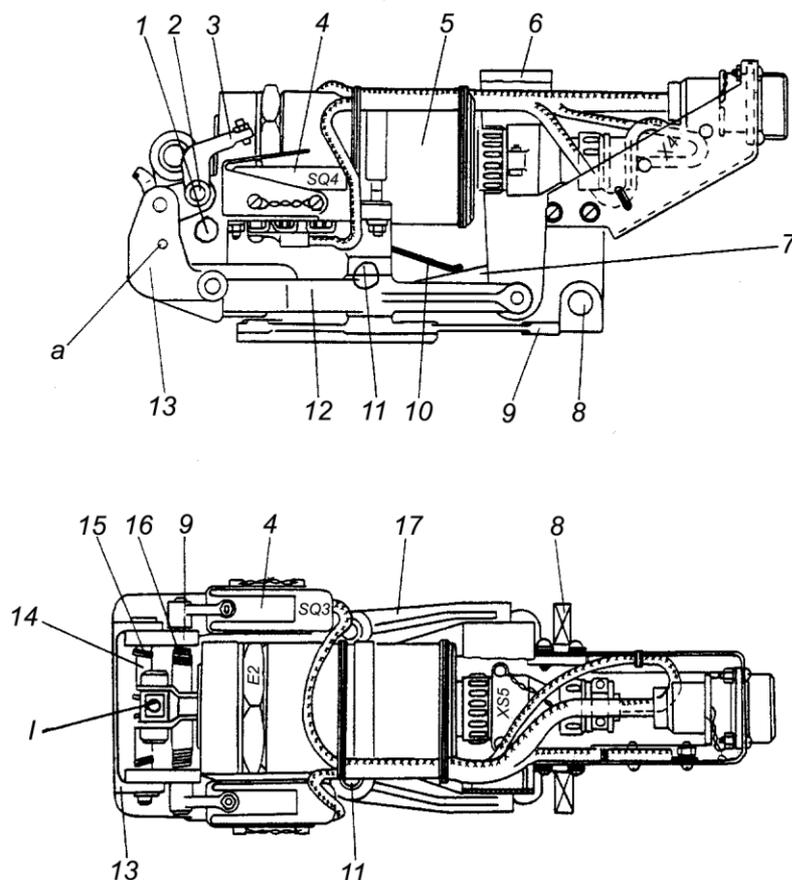


Рис. 12. Блок защелки:

- 1 – стопор; 2, 8, 14 – оси; 3, 13 – рычаги; 4 – микровыключатель; 5 – электромагнит;
 6 – подковообразная пружина; 7 – упор; 9 – корпус; 10 – пластинчатые пружины;
 11 – валик; 12 – левый рычаг защелки; 15, 16 – пружины; 17 – правый рычаг защелки;
 а – отверстие в корпусе для проверки запираения защелки стопором I
 и исходного положения рычага 13

Надежность запираения переднего узла подвески ракеты в блоке защелки и исходного положения рычага проверяется установкой наземной предохранительной чеки в отверстие на переднем обтекателе с надписью ЗАКР и в отверстие на корпусе АПУ с надписью СТОПОР ГРУЗА ЗАКР.

Механизм стыковки разъемов (рис. 13) предназначен для обеспечения электрической и пневматической связей ракеты с АПУ, а также автоматической расстыковки и уборки разъемов внутрь корпуса АПУ при пуске ракеты.

Механизм состоит из корпуса, каретки с рычагами, электроразъема, пневморазъема, микровыключателя, рычага с роликом и устройства фиксации разъемов в крайних положениях.

Электроразъем выступами входит в пазы каретки, по которым он может перемещаться вперед, преодолевая усилия пружин, и незначительно в боковом направлении.

В нижней части разъем имеет два ловителя (направляющих) для фиксации штырей электроразъема АПУ относительно гнезд электроразъема ракеты.

В расстыкованном положении контактные штыри закрываются подпружиненным изолятором.

К задней части крышки электроразъема на пружинах с помощью болтов прикреплен пневморазъем. При стыковке электроразъема одновременно происходит стыковка и пневморазъема.

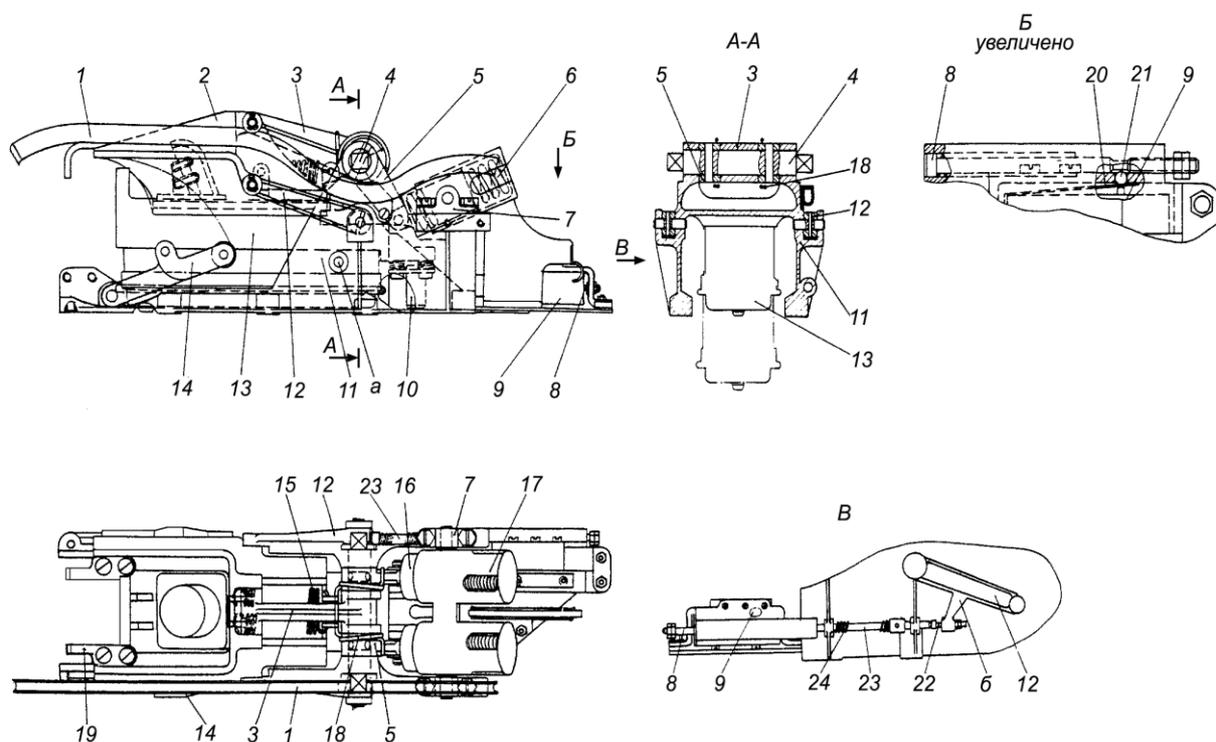


Рис. 13. Механизм стыковки разъемов:

- 1 – кожух; 2 – каретка; 3, 5, 12 – рычаги; 4 – ось; 6, 1 5, 18, 24 – пружины; 7 – кронштейн;
 8, 23 – штоки; 9 – микровыключатель; 10 – пневморазъем; 11 – корпус; 13 – электроразъем;
 14 – рычаг с роликом; 16 – поршень; 17 – блок цилиндров; 19 – пластина;
 20 – пластинная пружина; 21 – шарик; 22 – винт;
 а – отверстие для чеки на корпусе 11; б – кронштейн рычага 12

Каретка и рычаги с корпусом образуют параллелограмм, обеспечивающий горизонтальное положение каретки при ее перемещении в вертикальной плоскости.

Устройство фиксации разъемов состоит из блока цилиндров с поршнями, пружинами и двух рычагов. Каждый из рычагов цилиндров имеет сухарное соединение с соответствующим рычагом каретки, при этом рычаг цилиндра штифтом закреплен на оси, а рычаг каретки может вращаться на этой оси, которая на концах имеет четырехгранный профиль под ключ. При повороте ключа

ча вращается ось и рычаг цилиндра, переводящий кинематику механизма на режим поднятия или опускания каретки.

От взаимного расположения осей поршней и рычагов цилиндров зависит направление усилия, которое через рычаг каретки и саму каретку передается на электроразъем для его опускания или поднятия.

Величина опускания разъема зависит от типа подвешенной на АПУ ракеты. При подвеске ракет с РГС разъем опускается на большую величину, кронштейн рычага через систему штоков нажимает на кнопку микровыключателя, замыкая его контакты.

Система охлаждения ТГС (рис. 14), смонтированная в АПУ, обеспечивает подвод азота к пневморазъему ракеты.

В систему входят: баллон с азотом, пневмоэлектрочлапан, трубопровод и пневморазъем.

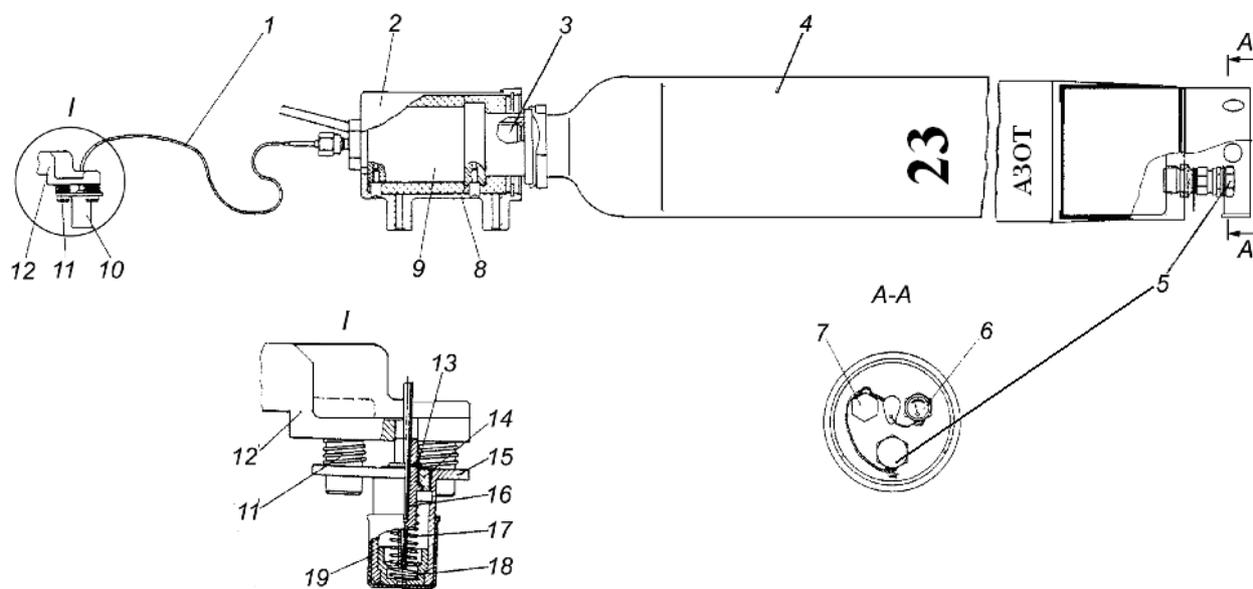


Рис. 14. Система охлаждения ТГС ракеты в АПУ-470:

- 1 – трубопровод; 2 – пневмоэлектрочлапан; 3 – перепускной клапан; 4 – азотный унифицированный баллон для АПУ-470 и П-72-1Д; 5 – зарядный клапан; 6 – манометр; 7 – предохранительный клапан; 8 – корпус пневмоклапана; 9 – электроклапан; 10 – пневморазъем; 11, 17 – пружины; 12 – крышка электроразъема; 13 – шайба; 14 – гайка; 15 – корпус пневморазъема; 16 – штуцер; 18 – втулка; 19 – крышка пневморазъема

В днище баллона установлены на резьбе зарядный, предохранительный клапаны и манометр, а в горловине баллона на резьбе установлен перепускной клапан.

Зарядный клапан предназначен для зарядки баллона азотом. Предохранительный клапан обеспечивает стравливание азота из баллона в случае возрастания в нем давления свыше 430 (+50) кгс/см². Манометр обеспечивает контроль давления азота в баллоне как при его зарядке, так и в процессе эксплуатации. Перепускной клапан предназначен для очистки азота и перепуска его из баллона в систему охлаждения. Электроклапан предназначен для подачи азота в си-

стему охлаждения при поступлении напряжения на его катушку. Трубопровод соединяет между собой пневмоэлектроклапан и пневморазъем.

В корпусе АПУ баллон крепится в передней части пневмоэлектроклапаном и в задней части хомутом.

Под верхним обтекателем АПУ установлен переключатель с двумя положениями: АЗОТ (включение подачи азота) и ВЫКЛ (отключение подачи).

Если в АПУ баллон не устанавливается, то в пневмоэлектроклапан вставляется заглушка.

Электросистема (рис. 15) включает:

- расположенные в верхнем обтекателе АПУ блок коммутации, блок диодов и переключатель АЗОТ-ВЫКЛ;
- блок резисторов, закрепленный на накладке функционального блока;
- два электроконтакта, смонтированные у транспортного участка направляющих выступов и предназначенные для подачи напряжения, обеспечивающего поджиг двигателя ракеты;
- блоки микровыключателей, находящиеся в механизме стыковки разъемов и в блоке защелки;
- электромагнит, смонтированный в блоке защелки;
- пневмоэлектроклапан, смонтированный в корпусе механизма стыковки разъемов;
- электрожгуты с разъемами:
 - XP1, XP3 – для стыковки АПУ с бортовой сетью самолета;
 - XP2 – для стыковки АПУ с ракетой;
 - XS4 – для стыковки блока коммутации;
 - XS5 – для стыковки электромагнита.

Коаксиальный тракт с излучателем обеспечивает передачу ВЧ-сигнала в ракету с РГС.

3. Работа АПУ-470

Перед подвеской ракеты на АПУ электроразъем должен находиться в крайнем верхнем положении. Если он находится в нижнем положении, то необходимо в отверстие на корпусе АПУ с надписью РАЗЪЕМ: СТЫКОВКА-РАССТЫКОВКА вставить ключ и поворотом его в направлении стрелки РАС-СТЫКОВКА перевести разъем в верхнее положение.

После подвески ракеты на АПУ необходимо поворотом ключа в направлении стрелки СТЫКОВКА произвести стыковку разъемов АПУ и ракеты. При этом ловители электроразъема АПУ заходят в гнезда электроразъема ракеты и точно фиксируют штыри и гнезда разъемов. Одновременно фиксируются пневморазъемы АПУ и ракеты.

Надежность стыковки проверяется установкой наземной предохранительной чеки в отверстие на корпусе АПУ с надписью ЗАКР.

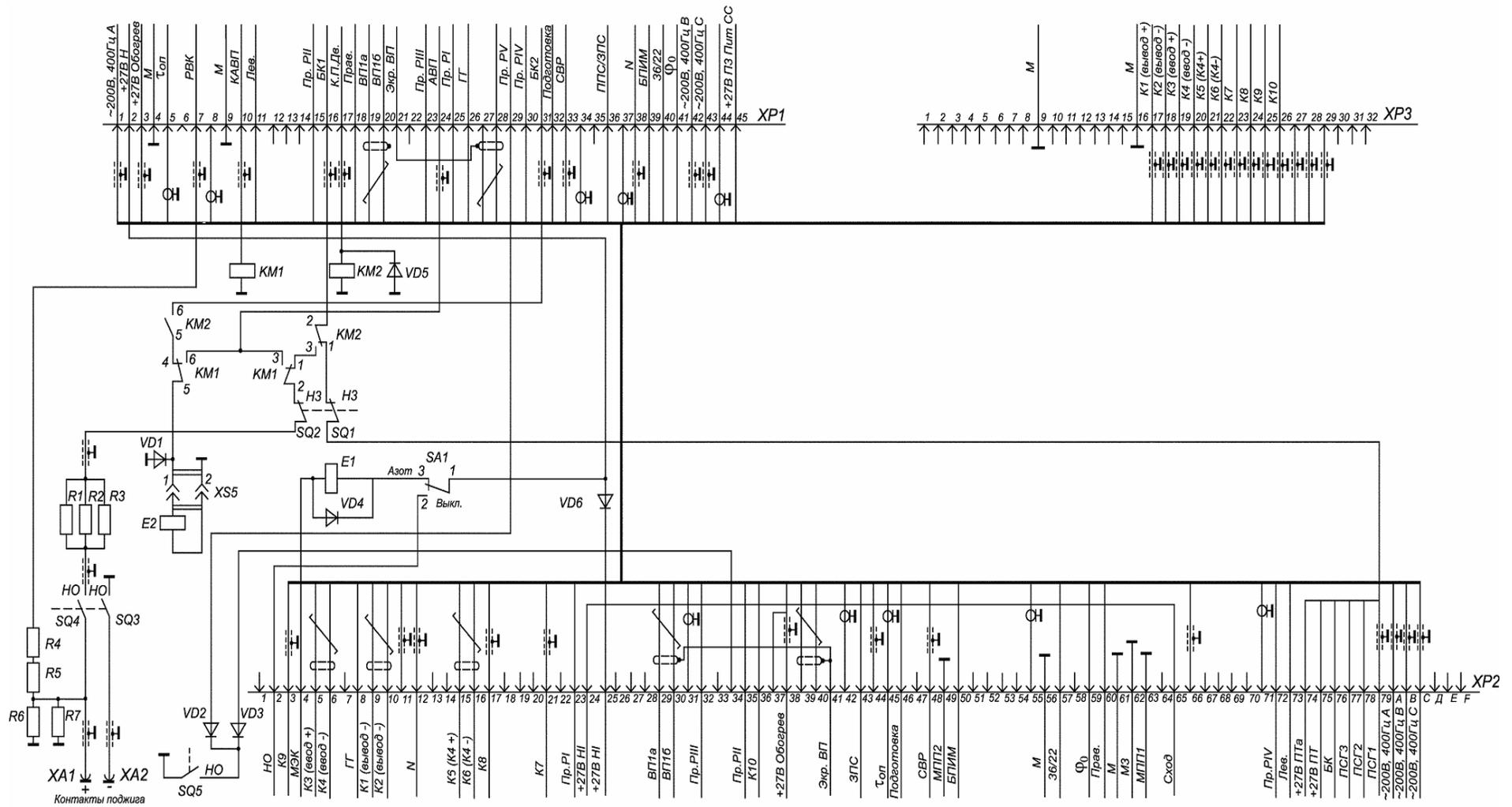


Рис. 15. Принципиальная электросхема АПУ-470:

E1 – электроклапан; E2 – электромагнит; VD1-VD6 – блок диодов; R1-R3 – блок коммутации; R4-R7 – блок сопротивлений; SA1 – переключатель АЗОТ-ВЫКЛ; SQ1, SQ2 – блок микровыключателей транспортного участка направляющих АПУ; SQ3, SQ4 – микровыключатели блока защелки; SQ5 – микровыключатель механизма стыковки разъемов

При работе на земле в отверстие на верхнем обтекателе АПУ с надписью ПЕРЕД ВЫЛЕТОМ ШТЫРЬ ВЫНУТЬ должна быть установлена предохранительная чека, которая, проходя через блок микровыключателей SQ1 и SQ2, размыкает их нормально-замкнутые контакты. Размыкание контактов микровыключателей приводит к разрыву в АПУ электроцепей запуска двигателя ракеты. Этим обеспечивается безопасность во время подвески ракеты на АПУ и при других работах на самолете с подвешенной ракетой.

В системе управления вооружением самолета реализуются режимы НАКАЛ, ПОДГОТОВКА и ПУСК.

В режиме НАКАЛ через клеммы 11 и 18 разъема ХР 1 «масса» АПУ в виде сигналов ЛЕВ, ПРАВ подается в ракету. Одновременно из ракеты «масса» через клеммы 25, 15, 23, 30 разъема ХР 1 подается в СУО в виде информации о типе (признаке) подвешенной на АПУ ракеты.

При исправном предохранительно-исполнительном механизме (ПИМ) из ракеты в СУО выдается команда БПИМ через клемму 38, по которой с борта самолета через разъем ХР 1 выдаются в ракету питающие напряжения.

При подвеске на АПУ ракеты с ТГС и установке переключателя АЗОТ-ВЫКЛ в положение АЗОТ в режиме НАКАЛ напряжение +27 В подается в катушку пневмоэлектроклапана, который срабатывает (его якорь перемещается и открывает отверстие в штуцере для прохода азота) и обеспечивает подачу азота из баллона через пневморазъем в ракету для охлаждения ее ТГС. При снятии напряжения якорь пневмоэлектроклапана под действием пружины возвращается в исходное положение и закрывает подачу азота на пневморазъем АПУ.

При подвеске на АПУ ракеты с РГС и установке переключателя АЗОТ-ВЫКЛ в положение ВЫКЛ в режиме НАКАЛ напряжение +27 В сигнала НЕОХЛАЖДЕНО поступает на клемму 2 разъема ХР2 для переключения на работу без использования системы охлаждения ТГС.

Переключатель АЗОТ-ВЫКЛ устанавливается в положение ВЫКЛ, если давление азота в баллоне не соответствует необходимому рабочему давлению, а также при подвеске на АПУ ракет с РГС. Во всех остальных случаях переключатель должен быть установлен в положение АЗОТ.

В режиме ПОДГОТОВКА из СУО через АПУ в ракету поступает ряд команд и сигналов, реализация которых создает условия ее готовности к пуску:

- команда ПОДГОТОВКА;
- команды целеуказания цифровым кодом;
- команда ф0 при применении резервного режима пуска ракет с ТГС.

После захвата цели ТГС или отработки целеуказаний РГС из ракеты в СУО выдается сигнал готовность головки (ГГ).

В режиме ПУСК (нажата гашетка боевого пуска РС.СС.Б) напряжение +27 В (команды БК1 и БК2) поступает на клеммы 16 и 31 разъема ХР1. Команда БК1 с клеммы 16 через замкнутые контакты 1–2 реле КМ2, замкнутые контакты микровыключателя SQ1, через клеммы 74–79 разъема ХР2 в виде пусковых команд подается на запуск ПАД (порохового аккумулятора давления) блока электропитания ракеты. При выходе ПАД на рабочий режим через клемму

48 разъема ХР2 в СУО поступает сигнал выхода на режим (СВР). Через 0,8 с после нажатия гашетки РС.СС.Б при наличии СВР выдается команда на отключение ракеты от самолетного электропитания и команда поджига двигателя (КПДв) на клемму 17 разъема ХР1.

При поступлении этой команды срабатывает реле КМ2, размыкаются его контакты 1–2 и замыкаются контакты 2–3 и 5–6. После этого команда БК2 с клеммы 31 разъема ХР1 через контакты 5–6 реле КМ2 и замкнутые контакты 4–5 реле КМ1 поступает в электромагнит Е2. Якорь электромагнита, втягиваясь, вращает стопор, нижние плечи которого выходят из зацепления с рычагами защелки. Защелка раскрывается и обеспечивает движение ракеты вперед по направляющим АПУ. Одновременно вращаются рычаги защелки, которые нажимают на кнопки микровыключателей SQ3, SQ4 и замыкают электроцепи поджига двигателя ракеты. Происходит запуск двигателя ракеты.

При достижении двигателем определенной величины тяги ракета начинает движение по направляющим АПУ. Под действием переднего узла подвески ракеты рычаги защелки раскрываются, сжимая подковообразную пружину. Одновременно начинают перемещаться вперед разъемы и разворачиваться рычаг блока защелки, который через тяги разворачивает рычаг управления механизма стыковки. Этот рычаг, вращаясь, своим роликом воздействует на фигурный выступ каретки и приподнимает ее. Происходит расстыковка разъемов АПУ и ракеты. При дальнейшем поднятии каретки устройство фиксации разъемов переключается на поднятие каретки и удержание ее в верхнем положении.

После прохождения узлом подвески ракеты на АПУ участка защелки, рычаги блока защелки под действием подковообразной пружины возвращаются в исходные положения.

При дальнейшем движении ракеты по направляющим АПУ передний узел подвески ракеты разворачивает рычаги блока защелки и механизма стыковки на максимальный угол. После этого рычаг блока защелки выходит из зацепления с узлом подвески ракеты и под действием пружин возвращается в исходное положение. Соответственно возвращаются в исходные положения рычаг и каретка механизма стыковки.

После схода ракеты (снятия команды ПУСК) электромагнит обесточивается, якорь его под действием своей пружины возвращается в исходное положение и вращает стопор, который нижними плечами охватывает передние плечи рычагов блока защелки и запирает блок защелки. Вместе со стопором вращается рычаг, размыкающий цепи поджига двигателя ракеты.

Аварийный пуск ракеты происходит при нажатии переключателя РЕЗЕРВ ПУСК-АВАР СБРОС в положение РЕЗЕРВ ПУСК. Из СУО в АПУ поступают команды КАВП и АВП на клеммы 10 и 24 разъема ХР1 (независимо от наличия режимов НАКАЛ и ПОДГОТОВКА).

С поступлением напряжения +27 В на клемму 10 разъема ХР1 срабатывает реле КМ1, замыкаются его контакты 5–6 и 2–3. После этого напряжение +27 В с клеммы 24 разъема ХР1 через замкнувшиеся контакты 5–6 реле КМ1 подается в электромагнит Е2, а через контакты 2–3 того же реле – на микровыключатели

SQ3 и SQ4. Происходит открывание защелки, запуск двигателя ракеты и разъединение разъемов АПУ и ракеты так же, как и при боевом пуске.

В режиме встроенного контроля проверяется исправность электроцепи подачи напряжения на электроконтакты запуска двигателя ракеты. Для этого используется электроцепь, состоящая из резисторов R4–R7 и клеммы 7 (сигнал РВК) разъема ХР1.

С клемм разъема ХР3 на соответствующие клеммы разъема ХР2 поступают сигналы контроля цепей.

АВИАЦИОННОЕ ПУСКОВОЕ УСТРОЙСТВО АПУ-60-1

1. Назначение и основные технические характеристики

Авиационные пусковые устройства АПУ-60-1, АПУ-60-1ДБ, АПУ-60-1ДБ1 и АПУ-60-1МД (далее по тексту АПУ) предназначены для подвески под самолет и пуска одной ракеты типа Р-60

Внешний вид АПУ представлен на рис. 18.

Напряжение питания:

а) постоянное, В	27
б) переменное – 400Гц, В	115
Усилие открытия замка ракеты, кгс, не более	180
Масса, кг, не более	32
Габаритные размеры, мм	128x219x2108

2. Особенности устройства и принцип работы

АПУ просто по конструкции, имеет малую массу и габаритные размеры, обладает высокой прочностью и надежностью в работе.

АПУ конструктивно выполнено в виде силовой балки, состоящей из каркаса и пилона с направляющими. Внутри балки в один ряд размещены: механизм среза жгута, электромашинный преобразователь, замок с электромагнитом, блок задержки, блок связи, блок управления и задние антивибраторы.

В АПУ использованы:

1) специальные узлы стыковки, обеспечивающие подвеску АПУ под самолет на стандартные «ушковые» узлы подвески. Имеются также АПУ-60-1МД, где применены специальные узлы стыковки, обеспечивающие подвеску АПУ на стандартный балочный держатель III группы;

2) трехбугельная схема подвески ракеты на АПУ;

3) направляющие с последовательным сходом бугелей ракеты;

4) легкие алюминиевые сплавы для изготовления основных силовых конструкций корпуса АПУ.

Принцип работы АПУ заключается в том, что подвешенная на него ракета под действием тяги двигателя ракеты, образованной газами при его срабатывании отделяется от самолета методом пуска с направляющей пускового устройства.

АПУ (рис. 19) состоит из:

1) корпуса с узлами подвески под самолет, направляющей и обтекателями;

2) функционального блока, включающего замок и механизм среза электроразъема;

3) передних и задних антивибраторов;

4) электрооборудования (СЭП, блоки управления, связи и задержки).

3. Конструкция АПУ-60-I

АПУ (рис. 20) представляет собой конструкцию, содержащую всю необходимую аппаратуру, узлы и механизмы и состоящую из вышеуказанных частей.

Корпус АПУ состоит из каркаса 1 и пилона 2 с направляющей. Для уменьшения аэродинамического сопротивления каркас и пилон АПУ спереди и сзади закрыты обтекателями.

Створки переднего обтекателя раскрываются для подхода к разъему Ш1. Крепление створок обеспечивается невыпадающим винтом 17.

Задний обтекатель 7 сварной конструкции крепится к каркасу двумя поворотными замками и двумя невыпадающими винтами 21. Задний обтекатель снимается для доступа к электромашинному преобразователю и к электроразъемам.

Механизм среза электроразъема жгута (рис. 21):

- 1) обеспечивает захват обоймы срезного устройства;
- 2) удерживает обойму во время схода ракеты;
- 3) убирает обойму внутрь АПУ после среза жгута за пределы направляющих;
- 4) обеспечивает закрытие переднего обтекателя только при условии захвата обоймы электрожгута ракеты.

Основными деталями механизма являются: корпус 1, захват 2, защелка 3, пружина 4, амортизатор 6, пружина 5, поршень 11. При подвеске ракеты поворот захвата, соединяемого с обоймой ракеты, осуществляется вручную поворотом ключа. После среза жгута захват вместе с обоймой, удерживаемой защелкой 3, под действием усилия пружины 5 откидывается вверх до упора в амортизатор 6.

Замок (рис. 22) служит для:

- 1) фиксации ракеты в направляющих АПУ;
- 2) обеспечения тарированного усилия схода УР;
- 3) блокирования команды на запуск двигателя УР при закрытом замке.

Замок состоит из корпуса 1, в котором смонтированы и закреплены все узлы и детали, электромагнита 18 с защелкой 17, тяг 8 и 9 с роликом 7, подпружиненных контактов 6 запуска двигателя, заднего упора 5, пластин переднего antivибратора 20, микровыключателей 16 и вилки электроразъема 14, установленных на кронштейне 13.

При подаче постоянного напряжения 27 В на электромагнит защелка 17 занимает верхнее положение и через рычаг 15 нажимает кнопку микровыключателей 16, замыкая цепь запуска двигателя. При этом шток 11 освобождается и не препятствует открытию замка.

Под действием тяги двигателя скос переднего бугеля ракеты нажимает на ролик 7, в результате чего тяги 8 и 9, преодолевая усилие пружины 12, складываются. Валик 7 поднимается и не препятствует сходу ракеты.

После схода ракеты пружина 12 возвращает тяги в исходное положение. При снятии напряжения 27 В защелка 17 опускается и вновь фиксирует шток 11 в исходном положении.

Для предотвращения вибрации ракеты между передним бугелем и направляющей на корпусе замка установлен передний антивибратор. Он состоит из двух пластин 20, перемещающихся на осях 23 и прижатых к переднему бугелю пружиной 21.

Задний антивибратор (рис. 23) предназначен для:

- предотвращения вибрации УР между задним бугелем и направляющей пилона;
- блокировки цепей запуска двигателя ракеты с помощью чеки при наземных работах.

Основными деталями его являются: корпус 1, два антивибратора 7, выполненных в виде пластин, рычаг-упор 6, микровыключатели 8 и вилка электроразъема 5, установленные на кронштейне 3, две пружины 9 и ось 10.

Для обеспечения безопасности при подвеске ракеты на корпусе 1 заднего антивибратора установлен рычаг-упор 6, без поворота которого невозможно подвесить ракету. При повороте рычага-упора опускается рычаг 4, и нажимая на кнопки концевых микровыключателей, размыкает цепь запуска двигателя ракеты. При этом автоматически антивибратор 7 занимает верхнее положение, обеспечивая удобство подвески ракеты. Поворот рычага-упора осуществляется вручную ключом, установленным в гайку 11. Обратное движение рычага-упора ограничивается специально вставленной предохранительной чекой. Чека выдергивается непосредственно перед вылетом самолета. При этом под действием пружин 9 антивибраторы устанавливаются в рабочее положение и цепь запуска двигателя ракеты замыкается.

Электрооборудование АПУ обеспечивает:

- подачу электропитания в ракету;
- контроль готовности к пуску;
- выдачу и снятие команд управления.

В состав АПУ входят следующие основные блоки:

- блок управления (БУ), предназначенный для выдачи в ракету команд подготовки, контроля готовности к пуску и пусковых команд;
- блок задержки, предназначенный для уменьшения разброса интервала времени и коммутации команд;
- блок связи (БС), предназначенный для работы тепловой головки самонаведения (ТГС) по сигналам целеуказания, перевода ТГС в режим автосопровождения и выдачи команд в схему индикации самолета;
- система электропитания (СЭП), формирующая необходимые напряжения и состоящая из электромагнитного преобразователя (ПТ) и регулярно-выпрямительного блока (РВБ).

Блок управления (БУ-62) представляет собой электронно-релейное устройство, которое контролирует готовность ракеты к пуску, выдает пусковые команды в ракету и на открытие электромеханического замка АПУ-60.

Блок управления состоит из следующих субблоков (рис. 16):

- блока пуска, который выдает команды «ПУСК», «ЗАХВАТ» и «ПРИЗНАК Р-60» в блок реле. При наличии команды «Увых» (выдаваемой при отсутствии одной из фаз) не выдает в блок реле команды «ЗАХВАТ» и «ПУСК»;
- блока реле, который выдает пусковые команды в ракету и на открытие замка АПУ-60, а также команды «ЗАХВАТ» и «ПРИЗНАК Р-60» в кабину;
- генератора, который вырабатывает напряжение постоянной частоты на наушники летчику при наличии команды «ЗАХВАТ» ракеты;
- реле напряжений, которое обеспечивает выдачу сигнала на запуск двигателя ракеты при достижении напряжения $-21_{-2}^{+3} В$ на турбогенераторе и нахождении рулей ракеты в контрольном положении.

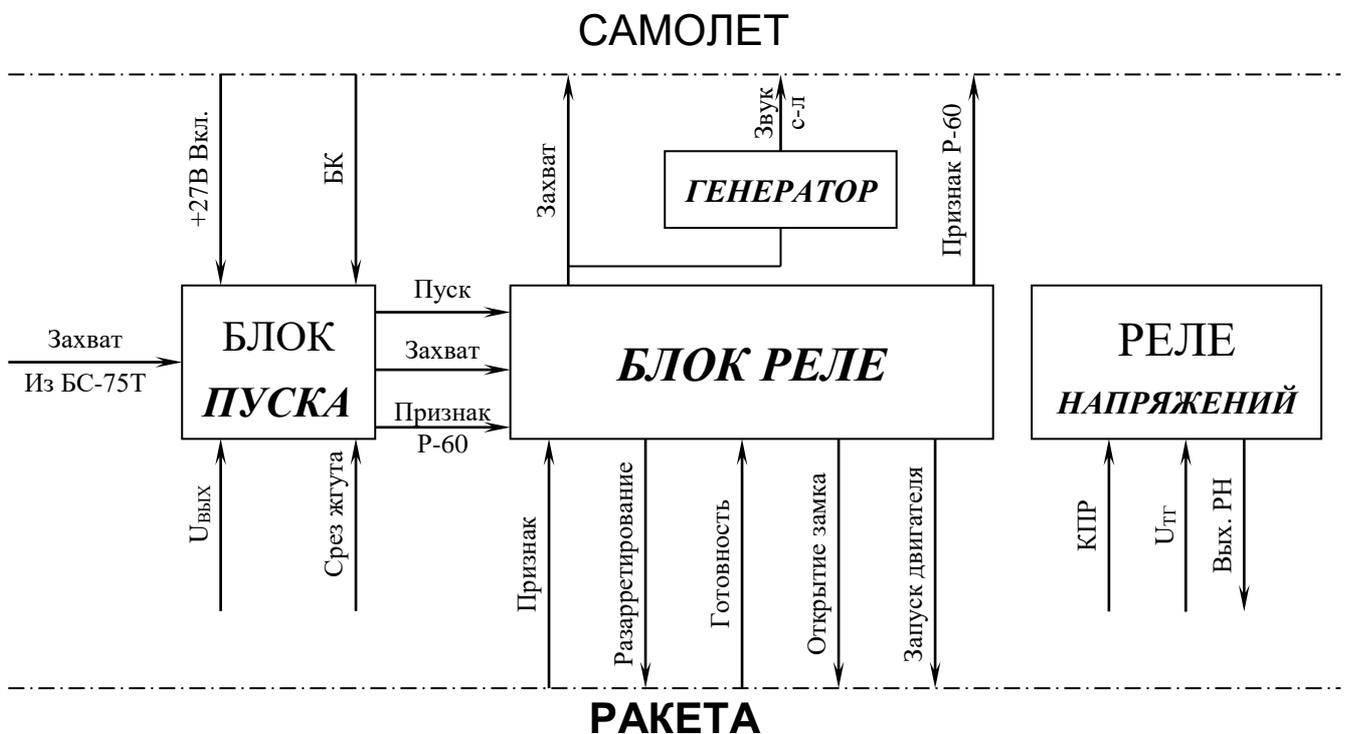


Рис. 16. Блок управления (БУ-62)

Блок задержки предназначен для уменьшения разброса интервала времени от выдачи команды «ПУСК» до запуска двигателя. В качестве элемента задержки в блоке применено электронное реле времени типа РВ-1-0,25 на время задержки $0,25 \pm 0,038$ с. При поступлении команды «РАЗАРРЕТИР. ДЛУ» через 0,25 с реле срабатывает.

Блок связи (БС-75Т) предназначен для совместной работы с тепловой головкой самонаведения (ТГС) ракеты Р-60 на этапах наведения и захвата цели. Кроме того, блок связи обеспечивает электрическое арретирование ТГС в полете при отсутствии цели.

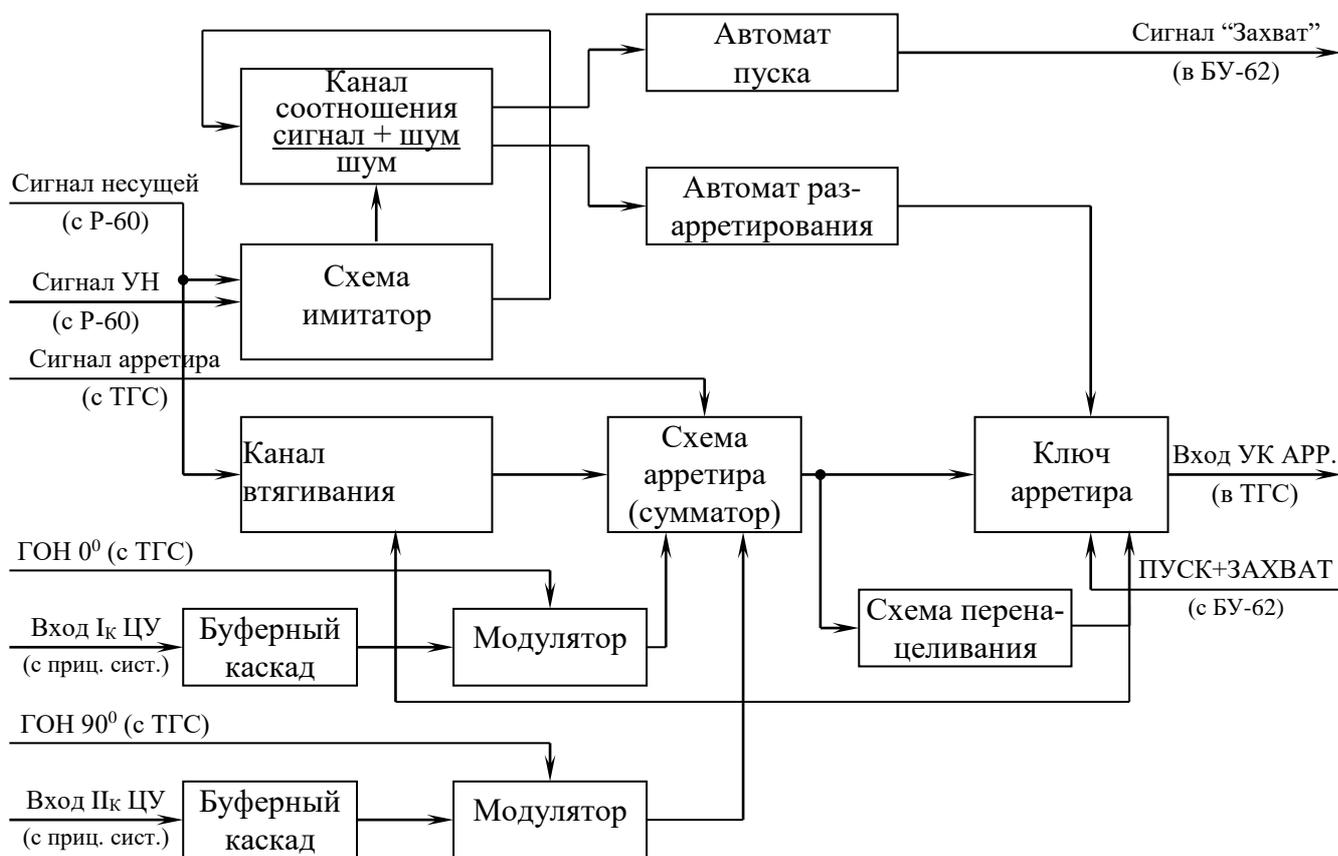


Рис. 17. Блок связи (БС-75Т)

Блок связи БС-75Т, блок-схема которого приведена на рис. 5, в процессе совместной работы с ТГС Р-60 выполняет следующие функции:

- анализируя электрические сигналы от цели, поступающие с ТГС, осуществляет подслеживание за целью в режиме наведения, «втягивает» изображение цели в линейную зону ТГС, автоматически арретирует (разарретирует) координатор ТГС и выдает сигнал «ЗАХВАТ» в блок пуска БУ-62;
- выдает сигнал на ТГС для отработки координатором ТГС целеуказания (ЦУ), получаемого с прицельной системы самолета-носителя;
- обеспечивает перенацеливание ТГС;
- для обеспечения полной проверки блока БС-75Т аппаратурой УПАК-62 и ПАК-62II серии ЦУ, из-за чего в него введена схема «Имитатор».

Для автоматического разарретирования ТГС и выдачи сигнала «ЗАХВАТ» в блоке связи предусмотрен канал «Соотношение $\frac{\text{сигнал} + \text{шум}}{\text{шум}}$ ». Этот ка-

нал имеет два самостоятельных выхода, подключенных соответственно к автомату пуска и автомату разарретирования. Автомат пуска настроен на срабатывание по более высокому уровню напряжения, чем автомат разарретирования.

Канал «Соотношение $\frac{\text{сигнал} + \text{шум}}{\text{шум}}$ » для формирования сигналов разарретирования и захвата анализирует сигнал несущей частоты, снимаемый с выхода предусилителя электронного тракта ТГС. Анализ этого сигнала основан на раз-

личии спектра шума фотоприемника ТГС и спектра сигнала, поступающего с фотоприемника ТГС при наличии цели в ее поле зрения.

Для реализации вышеперечисленных функций и для того, чтобы исключить влияние разных уровней шума (разные ТГС) на работу канала, на его входе установлен широкополосный усилитель с автоматической регулировкой усиления (АРУ) по шумам.

При наличии цели в линейной зоне ТГС и при достижении на входе канала соотношения $\frac{U_{СИГН} + U_{ШУМ}}{U_{ШУМ}}$, равного 2,2, напряжение на его выходе, подключенному к автомату разарретирования, возрастает до значения, при котором автомат разарретирования срабатывает. В результате на выходе автомата разарретирования формируется запрещающий потенциал, который закрывает выходной ключ блока связи (ключ арретира), вследствие чего ТГС переходит в режим автосопровождения.

Если произойдет потеря цели, напряжение на выходе канала «Соотношение $\frac{СИГНАЛ + ШУМ}{ШУМ}$ » упадет ниже уровня отпускания автомата разарретирования (на входе канала будет соотношение $\frac{U_{СИГН} + U_{ШУМ}}{U_{ШУМ}}$ меньше 1,5), автомат разарретирования снимает запрещающий потенциал с выходного ключа блока связи и ТГС перейдет в режим арретирования.

При достижении на входе канала соотношения $\frac{U_{СИГН} + U_{ШУМ}}{U_{ШУМ}}$, равного 3, напряжение на его выходе достигает уровня, достаточного для срабатывания автомата пуска. Автомат пуска выдает в блок пуска БУ-62 сигнал «ЗАХВАТ» в виде постоянного напряжения +27 В.

Арретирование координатора ТГС в полете при отсутствии цели осуществляется подачей напряжения на сумматор блока связи (схема арретира) с обмотки датчика угла рассогласования координатора ТГС (сигнал арретира). Сигнал арретира с координатора ТГС выдается в том случае, если ось координатора отклоняется от продольной оси ракеты Р-60. Этот сигнал через суммирующий усилитель, обеспечивающий необходимую добротность контура арретирования, и ключ арретира, который открыт при отсутствии цели, поступает в канал коррекции ТГС (вход усилителя коррекции УК). Координатор ТГС, отработав первоначальное рассогласование, будет удерживать свою ось параллельно продольной оси ракеты (в случае отсутствия целеуказания).

В том случае, когда цель находится на краю поля зрения ТГС, сигнал от нее недостаточен для срабатывания автомата арретирования и перехода ТГС в режимы автосопровождения, предусмотрен канал «втягивания».

Канал «втягивания», подключенный к выходу предусилителя ТГС, вырабатывает синусоидальное напряжение, амплитуда которого пропорциональна величине амплитудной модуляции и частотной девиации входного сигнала, а фаза соответствует положению плоскости рассогласования. Коэффициент усиления канала «втягивания» выбран таким образом, чтобы сигнал, поступающий

с выхода канала на сумматор (схема арретира), преобладал над сигналом, подаваемым на этот же сумматор с обмотки датчика угла ТГС (сигнал арретира). Алгебраическая сумма указанных сигналов через суммирующий усилитель и выходной ключ блока связи (ключ арретира) поступает в канал коррекции ТГС и разворачивает координатор ТГС таким образом, что цель попадает в линейную зону ТГС, т.е. происходит подслеживание за целью в режиме арретир. При попадании цели в линейную зону ТГС последняя переходит в режим автосопровождения, канал втягивания прекращает выдавать напряжение на сумматор, т.к. сигнал, поступающий на него в это время, уже не содержит амплитудной модуляции и частотной девиации.

Для расширения поля зрения ТГС в режиме целеуказания в пределах до $\pm 20^\circ$ предназначен канал целеуказания (ЦУ). Сигналы ЦУ поступают из целевой системы самолета-носителя на блок связи в виде напряжений постоянного тока, пропорциональных углам целеуказаний. Эти напряжения проходят через буферный каскад, модулируются опорным напряжением с частотой вращения гироскопа координатора ТГС, складываются в сумматоре (схема арретира), усиливаются и подаются в канал коррекции ТГС через ключ арретира по цепи «Вход УК арр». Опорные напряжения, снимаемые с генераторов опорных напряжений (ГОН) ЦУ ТГС, сдвинуты на 90° .

Для перенацеливания ТГС (в случае необходимости оставить первую цель или оставить первую цель и захватить другую) при достижении определенного (не более 4°) угла рассогласования между оптической осью координатора ТГС, находящегося в режиме автосопровождения, и линией визирования «носитель-цель», служит схема перенацеливания. Входным сигналом для срабатывания схемы перенацеливания служит сигнал с сумматора (схема арретира). При срабатывании схемы перенацеливания на ее выходе формируется запрещающий потенциал, который запрещает прохождение сигнала по каналу втягивания и открывает (несмотря на наличие запирающего потенциала с автомата разарретирования) выходной ключ БС (ключ арретира). Сигнал, поступающий с БС в канал коррекции ТГС, возвращает оптическую ось координатора ТГС в положение, параллельное оси ракеты или в положение, соответствующее ЦУ, если оно было выдано. После того, как координатор ТГС возвратится в исходное положение, сигнал на выходе сумматора упадет до нуля, вследствие чего схема перенацеливания возвратится в исходное положение («отпустит»), при этом канал втягивания открывается для прохождения сигнала, а выходной ключ откроется в связи с потерей ТГС первой цели, ТГС готова для захвата другой цели.

В блоке связи предусмотрена блокировка выходного ключа, которая срабатывает при подаче на АПУ команды «ПУСК» + «ЗАХВАТ».

Система электропитания (СЭП) предназначена для питания аппаратуры ракеты. СЭП состоит из электромашинного преобразователя и регуляторно-выпрямительного блока.

Электромашинный преобразователь (ПТ) предназначен для преобразования постоянного тока напряжением 27 В в переменный трехфазный ток.

Регуляторно-выпрямительный блок (РВБ) предназначен для преобразования переменного трехфазного тока в постоянный и стабилизации его напряжения.

Принципиальная схема СЭП показана на рис. 24.

ПТ электромашинного типа состоит из электродвигателя постоянного тока питаемого напряжением 27 В и синхронного генератора переменного трехфазного тока. Электродвигатель представляет собой четырехполюсную машину постоянного тока со смешанным возбуждением. Для создания основного магнитного потока служит серийная обмотка; для регулирования скорости вращения – управляющая обмотка независимого возбуждения.

Генератор переменного тока бесконтактный, с возбуждением от постоянных магнитов. Статор содержит две трехфазные рабочие обмотки.

РВБ состоит из регулятора напряжения и выпрямителя с фильтром. Выходное отрицательное напряжение с выпрямителя и фильтра поступает на измерительный орган. Сигнал с измерительного органа, пропорциональный отношению выходного напряжения генератора, поступает на магнитный усилитель (МУ) и изменяет момент насыщения сердечника и соответственно ширину импульсов на выходе МУ.

Эти импульсы управляют работой полупроводникового усилителя, время открытого состояния которого обратно пропорционально ширине импульсов на выходе МУ. В зависимости от времени открытого состояния полупроводникового усилителя изменяется значение среднего тока в обмотке управления двигателем (УОД), что изменяет скорость вращения, от величины которой зависит выходное напряжение генератора переменного тока.

Контур регулирования охвачен отрицательной обратной связью, предназначенной для обеспечения устойчивой работы в статических и переходных режимах,

Напряжение переменного тока выпрямляется трехфазным двухполупериодным выпрямителем, собранным на диодах Д4Д9, и сглаживается Г-образный фильтром, состоящим из дросселя Др1 и конденсаторов С5-С7.

Измерительный орган представляет собой мост, собранный на резисторах R1-R7 и стабилитронах Д2, Д3. В диагональ моста включена обмотка управления магнитного усилителя МУ.

Диоды Д10-Д12 развязывают измерительный орган источника питания при параллельной работе его с СЭП.

Магнитный усилитель имеет три обмотки:

- 1) W1 – рабочая обмотка, управляющая работой полупроводникового усилителя;
- 2) W2 – обмотка управления;
- 3) W3 – обмотка обратной связи.

Рабочая обмотка в W1, записывается от трансформатора Тр1 через разделительные диоды Д15, Д16.

Полупроводниковый усилитель представляет собой блок транзисторов Т1-Т2, работающий в ключевом режиме. Отпирание блока Т1-Т2 осуществляется напряжением борсети через резистор R9 и базовоэмиттерные переходы

транзисторов, а запирающее осуществляется рабочей обмоткой магнитного усилителя W1 через резистор R11 и диоды Д13, Д14.

Цепь отрицательной обратной связи представляет собой цепочку (R8, C8, C9), включенную последовательно с обмоткой магнитного усилителя W3.

Диод Д1 шунтирует обмотку возбуждения и проводит ток от ЭДС самоиндукции в период замкнутого состояния полупроводникового усилителя.

Конденсаторы C1, C2, включенные параллельно бортсети, уменьшают в ней пульсации напряжения, вызываемые током в обмотке возбуждения двигателя.

Процесс регулирования напряжения протекает следующим образом. Увеличение выходного напряжения приводит к увеличению тока в диагонали измерительного органа, т.е. тока управления в обмотке W2 магнитного усилителя.

Увеличение тока управления сдвигает момент насыщения магнитного усилителя вправо, что приводит к более позднему закрытию блока транзисторов Т1-Т2 и увеличению ширины импульса напряжения на обмотке управления двигателя. Соответственно увеличивается среднее значение тока в этой обмотке.

Так как скорость вращения двигателя обратно пропорциональна току в его управляющей обмотке, то скорость вращения двигателя уменьшается, что вызывает снижение напряжения генератора преобразователя. При уменьшении выходного напряжения преобразователя схема регулирования работает в обратном порядке.

Электромашинный преобразователь представляет собой электродвигатель постоянного тока и синхронный генератор с постоянными магнитами, установленными на одном валу.

Подвод питания к электродвигателю постоянного тока и отвод полученного напряжения от синхронного генератора осуществляется через штепсельный разъем.

Все элементы РВБ размещены в литой алюминиевой коробке, на панелях внутренних стенок и приливах. Охлаждение блока – естественное.

4. Работа АПУ-60-1

При подвеске ракеты на АПУ и стыковке срезного разъема с ракеты выдаются сигналы:

- СРЕЗ в виде «корпуса»;
- ВИСИТ в виде «корпуса».

При наличии команд с самолета «ВКЛЮЧЕНИЕ» и «ОБОГРЕВ» напряжение +27 В поступает на запитку автоматики БУ-62 и на включение СЭП-100.

СЭП-100 преобразует постоянное напряжение +27 В в переменное трехфазное 36В 1000 Гц, которое поступает в ракету на раскрутку гиromоторов автомата, и одновременно СЭП-100 вырабатывает напряжение –40 В, которым запитываются головка самонаведения ракеты и блок связи.

При целеуказании головке самонаведения ракеты по сигналам с прицельной системы самолета напряжения поступают на блок связи в виде команд «Вход ЦУ E_Y », «Вход ЦУ E_Z » и «0 ЦУ».

При наведении ТГС на цель и захвате цели блок связи выдает сигнал «ЗАХВАТ». В субблоке пуска сигнал «ЗАХВАТ» приводит к срабатыванию реле, которое обеспечивает выдачу напряжения на генератор, а тот в свою очередь вырабатывает звуковой сигнал для подачи в шлемофоны летчика, кроме того сигнал «ЗАХВАТ» поступает на световую сигнализацию захвата в кабину.

Для переключения коэффициентов усиления автопилота на ракету из прицельного комплекса выдаются сигналы атаки в переднюю полусферу (ППС) и команда, характеризующая высоту полета ракеты (H_K). Для отключения неконтактного взрывателя при атаке теплоизлучающих наземных целей на него подается команда (Р.З.) «Работа по земле».

При нажатии боевой кнопки (БК) (при наличии захвата цели) в БУ-62 срабатывают реле и происходит следующее:

- напряжение +27 В поступает в субблок пуска при снятии «захвата» и отпуске БК;

- команда «ПУСК» в виде напряжения +27 В подается в ракету на пиропатрон запуска порохового аккумулятора давления, образовавшиеся газы поступают на турбогенератор ракеты;

- напряжение +27 В выдается как команда «РАЗАРРЕТИР. ДЛУ» в автопилот ракеты, как команда на контрольное отклонение рулей и как команда «ПУСК + ЗАХВАТ» на запуск реле времени в блоке задержки.

В блоке реле БУ-62 напряжение с турбогенератора ракеты, при наличии команды «Контрольное положение рулей» (КПР), нарастает и при достижении им значения $+21_{-2}^{+3}$ В, блок реле выдает команду «ВЫХОД РН», которая поступает в систему управления ракетой. С ракеты в БУ-62 выдается команда «Готовность» и при срабатывании реле в этом блоке +27 В поступает на электромагнит замка АПУ. При срабатывании электромагнита +27 В через замкнутые контакты блока предохранительной чеки (при вынутой чеке), контакты концевого выключателя замка, через контакты запуска двигателя подается на пирозапал двигателя ракеты. Под действием тяги двигателя ракета начинает движение по направляющим, при этом срезается жгут, связывающий ракету с пусковым устройством. При срезе жгута в субблоке пуска снимается команда «ПУСК», «РАЗАРРЕТИР. ДЛУ», «ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ».

5. Техническая эксплуатация АПУ-60-I

Поверхность АПУ за исключением неокрашиваемых посадочных мест направляющих пилона, посадочных мест переднего и заднего упоров, рым-болтов, злектроразъема окрашена в серый цвет.

На поверхности АПУ нанесены эксплуатационные надписи (рис. 25), риски, полосы и стрелки, выполненные черной красной и белой эмалью с обеих сторон изделия.

На боковых поверхностях АПУ расположены этикетки (поз. 12), на которых нанесен заводской номер изделия.

Совмещенное положение рисок – (поз. 2) указывает, что рычаг среза защелкнут на обойме ракеты;

– (поз. 6) указывает, что задний упор замка находится в нижнем положении, обеспечивая удержание ракеты от движения назад;

– (поз. 8) указывает на нижнее положение задних антивибраторов и снятие электрической блокировки цепи КЗД.

Перед вылетом с подвешенными ракетами риски (поз. 2, 6, 8) должны быть совмещены.

Полоса (поз. 5) соответствует расположению окна в направляющей для введения переднего бугеля ракеты в направляющую.

Для проверки закрытого положения замка – совмещение стрелки с горизонтальной риской – необходимо открыть лючок пилона под надписью (поз. 3).

5.1. Установка АПУ-60-1 ДБ1, АПУ-60-1ДБ2 на самолет

1. Проверьте и убедитесь, что АЗСы и выключатели на самолете выключены.

2. Перед установкой АПУ на самолет убедитесь, что на разъем ШТ АПУ установлена заглушка, соответствующая типу самолета.

3. На самолете снимите крышки с люков, обеспечивающих доступ к узлам крепления АПУ и электроразъемов.

4. Состыкуйте разъем переходного жгута с электроразъемом самолета.

5. Снимите заглушку с разъема ШД на АПУ.

6. Поднимите АПУ до уровня, обеспечивающего подсоединение переходного жгута к АПУ и состыкуйте соответствующие разъемы.

7. Совместите отверстия узлов крепления АПУ с отверстиями в шкворнях на самолете и вставьте в них соответствующие болты, установите шайбы и гайки. Затяните гайки до упора ключом и зашплинтуйте их.

ПРИМЕЧАНИЕ:

1. Болты, шайбы, гайки, шплинты и ключ входят в состав ЗИПа на самолет.

2. Перед установкой болты и гайки смажьте смазкой.

3. Установите обтекатели из состава самолета на узлы крепления и кронштейны АПУ.

5.2. Подвеска ракеты на АПУ-60-1

1. Убедитесь, что предохранительные чеки вставлены в контрольные отверстия держателей, а АЗС и выключатели на самолете выключены.

2. Откройте передний обтекатель, для этого выверните стопорный винт и раскройте створки обтекателя.

3. Установите ключ в гнездо рычага упора заднего антивибратора, поверните его в направлении, указанном стрелкой, и вставьте предохранительную чеку.

4. Перед установкой ракеты срезной жгут с разъемом Ш1 должен быть освобожден от крепящего ремня и свободно уложен вперед между малыми несущими поверхностями ракеты.

5. Вручную поднимите ракету, осторожно совместите ее бугели с прорезями в направляющих АПУ, отмеченные черными полосами на наружной поверхности, вставьте бугели в прорези и продвиньте ракету вперед до упора.

6. Убедитесь визуально, что замок защелкнул передний бугель.

7. Вставьте ключ в гнездо механизма среза жгута, поверните захват в направлении, указанном стрелкой и защелкните его на обойме срезного жгута ракеты.

8. Снимите заглушку с разъема Ш1 на АПУ, защитное устройство со срезного жгута и заглушку с разъема Ш1 на ракете.

9. Закройте передний обтекатель.

5.3. Снятие ракеты с АПУ-60-1

1. Проверьте и убедитесь, что:

а) условия проведения работ соответствуют требованиям мер безопасности;

б) в заднем антивибраторе установлена предохранительная чека.

2. Откройте передний обтекатель.

3. Отстыкуйте разъем Ш1 ракеты от разъема Ш1 АПУ.

4. Вставьте ключ в гнездо механизма среза жгута, поверните захват до упора в направлении, указанном стрелкой, и повернув защелку захвата механизма среза жгута, отведите захват от обоймы срезного жгута ракеты.

5. Убедившись в целостности и чистоте разъемов, наденьте на разъемы АПУ предохранительные заглушки. Уложите жгут с разъемом Ш1 вперед между малыми несущими поверхностями ракеты.

6. Установите ключ в гнездо заднего упора замка АПУ и поверните его в направлении, указанном стрелкой.

7. Придерживая ключом задний упор замка, осторожно сдвиньте ракету назад до совмещения бугелей его с окнами в направляющих АПУ и снимите ракету.

8. Закройте створки переднего обтекателя и заверните стопорный винт, предварительно вставив предохранительную чеку в механизм среза жгута.

9. Выньте предохранительную чеку из механизма среза жгута.

5.4. Снятие АПУ-60-I с самолета

ВНИМАНИЕ!

1. Проверьте и убедитесь, что АЗС и выключатели на самолете выключены.
2. Ракета с АПУ снята, створки переднего обтекателя закрыты и стопорный винт завернут до упора.

1. Снимите обтекатели, установленные на узлы крепления и кронштейны АПУ.
2. Расшплинтуйте и отверните гайки ключом, снимите шайбы и, поддерживая АПУ, выньте болты из шкворней на самолете и, опустив АПУ на уровень, обеспечивающий расстыковку разъемов переходного жгута от разъема АПУ и разъема самолета, расстыкуйте разъемы.
3. Установите на расстыкованные узлы заглушки.
4. Установите крышки на люки самолета, обеспечивающие доступ к узлам крепления АПУ к электроразъемам.

5.5. Хранение АПУ-60-I

АПУ поставляются упакованными в тару, обеспечивающую их хранение и транспортировку,

Тара представляет собой ящик поз.1 со съемной крышкой 2 (рис. 26). Внутри ящика имеются ложементы поз. 5. для укладки и закрепления двух АПУ.

Для подъема тары имеются такелажные кольца поз.3. Снаружи тара покрашена в темно-серый цвет. На ее стенках нанесены транспортировочные знаки и надписи, а также номера уложенных в нее АПУ.

Тара на торцевой стенке имеет карман поз.7 для сопроводительной документации, помещенной в полиэтиленовые конверты. На торцевой стенке расположены щитки с надписью «индикатор», за которыми находятся патроны-индикаторы поз. 6 с силикагелем индикатором, закрепленные в ложементах поз.8.

Масса тары не более 44 кг.

Законсервированные и упакованные в тару завода-изготовителя АПУ хранятся в складских помещениях.

Допускается укладка тары с АПУ штабелями высотой не более 3 м. Под нижний ряд тары необходимо подкладывать бруски.

При подготовке АПУ к установке на самолет проводятся работы по расконсервированию.

При хранении АПУ законсервированными и уложенными в тару производить периодические осмотры 1 раз в полгода.

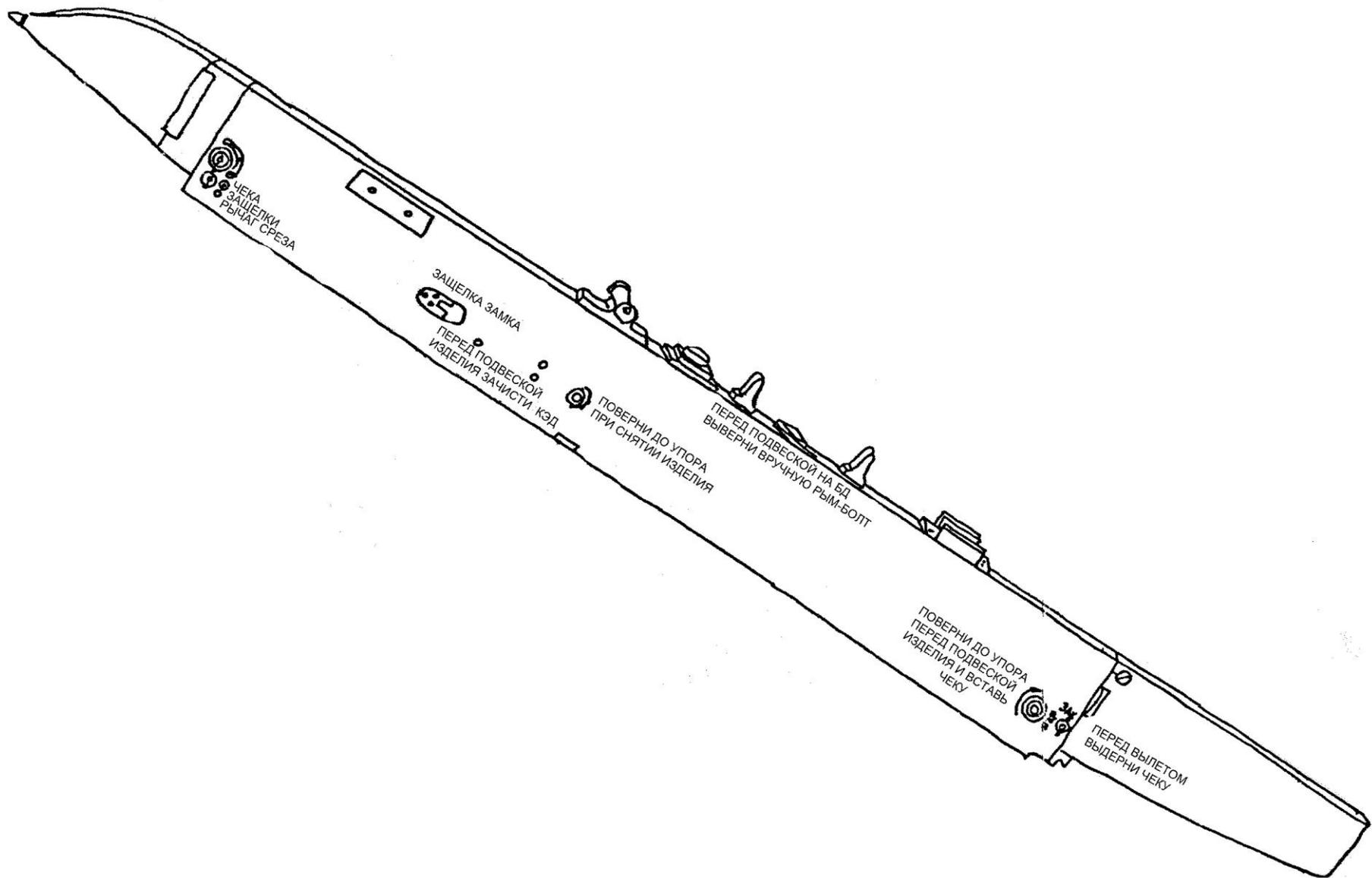


Рис. 18. Авиационное пусковое устройство П-62-1МД

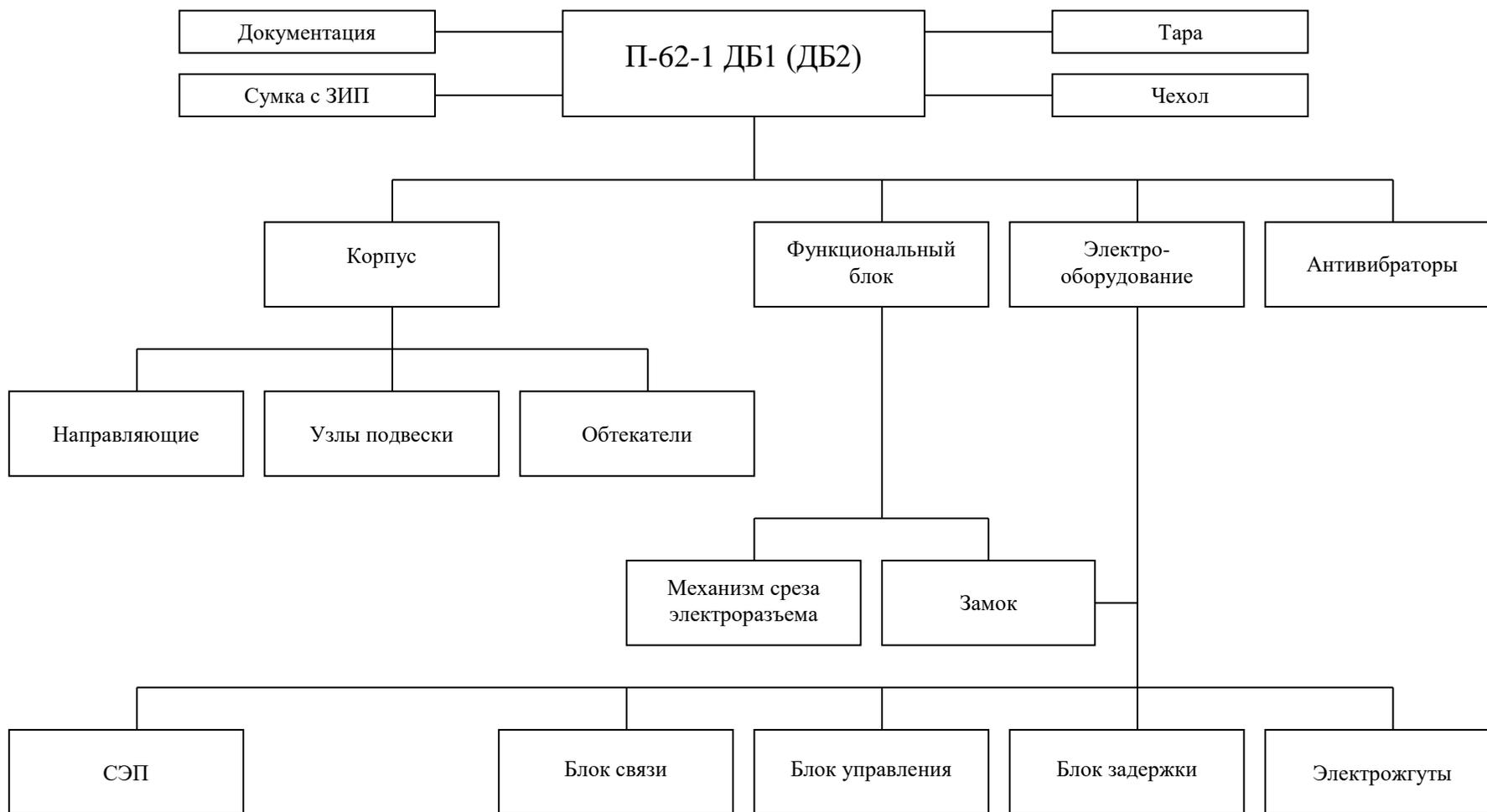


Рис. 19. Блок-схема АПУ

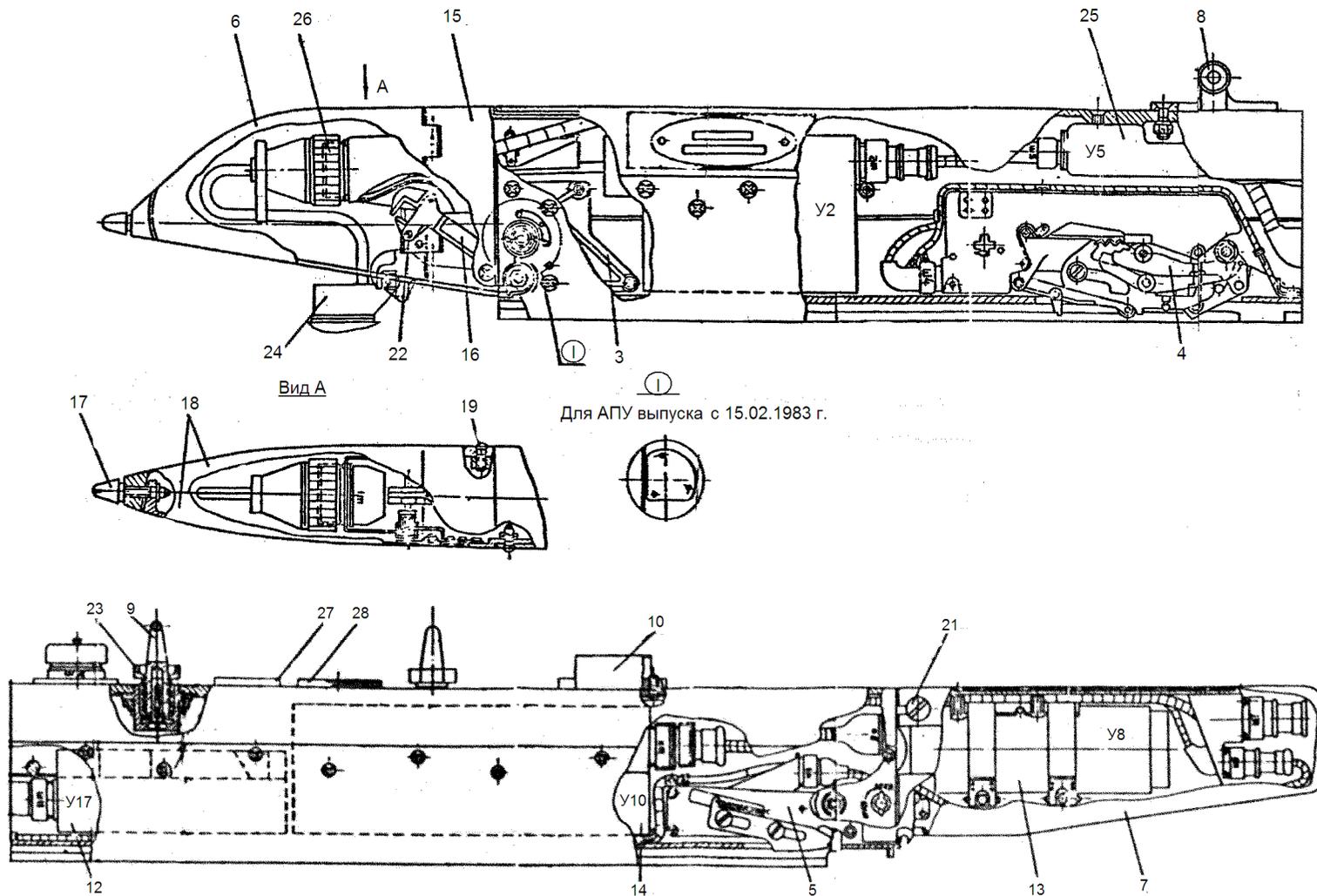


Рис. 20. Чертеж общего вида АПУ:

- 1 – каркас; 2 – пилон; 3 – механизм среза жгута; 4 – замок; 5 – задний антивибратор; 6 – передний обтекатель; 7 – задний обтекатель;
 8 – передний упор; 9 – рым-болт; 10 – задний упор; 11 – регуляторно-выпрямительный блок; 12 – блок связи;
 13 – электромашинный преобразователь; 14 – блок управления; 15 – шпангоут переднего обтекателя; 16 – захват; 17 – винт;
 18-створки переднего обтекателя; 19 – винт; 20 – упор; 21-винт; 22 – ось; 23 – обойма; 24 – обойма; 25 – блок задержки; 26 – заглушка

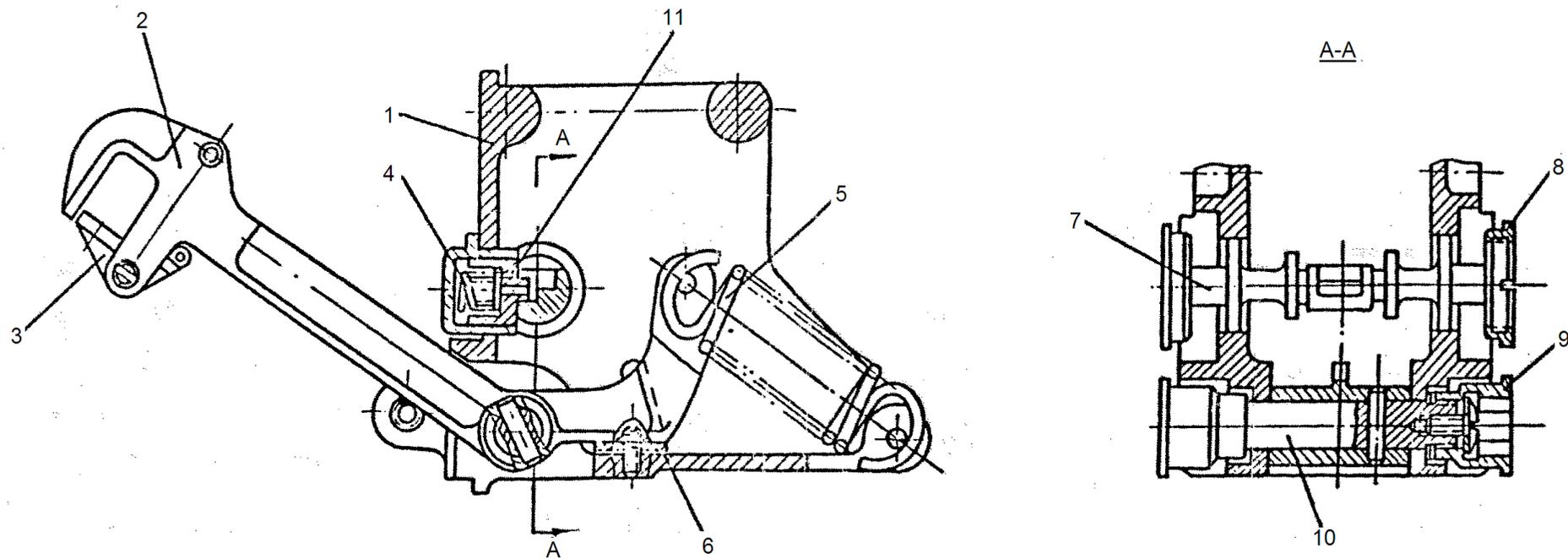


Рис. 21. Механизм среза жгута:
 1 – корпус; 2 – захват; 3-защелка; 4 – пружина; 5 – пружина; 6 – амортизатор;
 7 – ось; 8 – гайка; 9 – гайка; 10 – ось; 11 – поршень

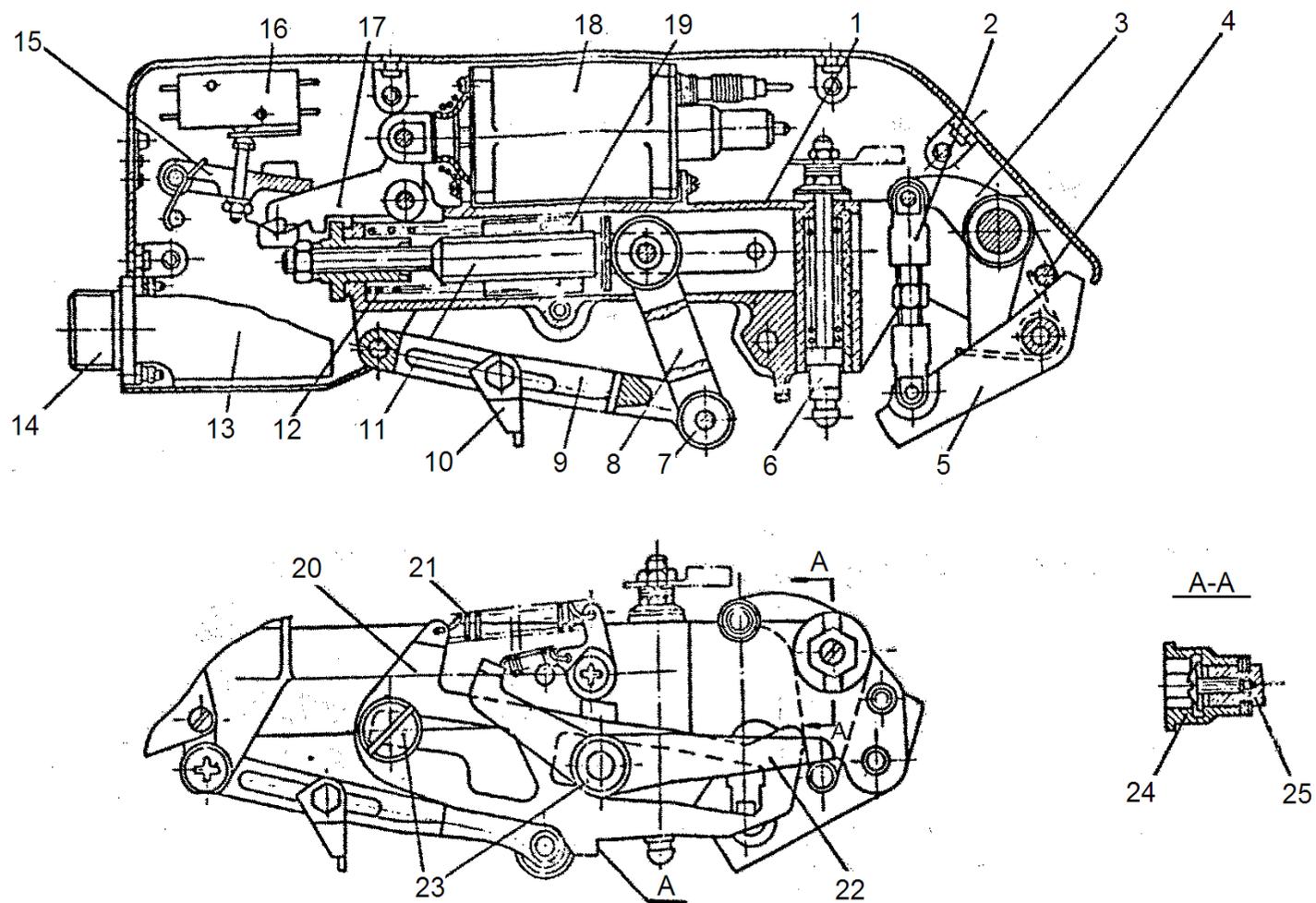


Рис. 22. Замок:

1 – корпус; 2 – тандер; 3 – рычаг; 4 – ось; 5 – задний упор; 6 – контакт; 7 – ролик; 8 – тяга; 9 – тяга; 10 – защитная шторка; 11 – шток; 12 – пружина; 13 – кронштейн; 14 – вилка эл. разъема; 15 – кронштейн; 16 – микровыключатель; 17 – защелка; 18 – электромагнит; 19 – гайка; 20 – антивибратор; 21 – пружина; 22 – рычаг; 23 – ось; 24 – гайка; 25 – ось

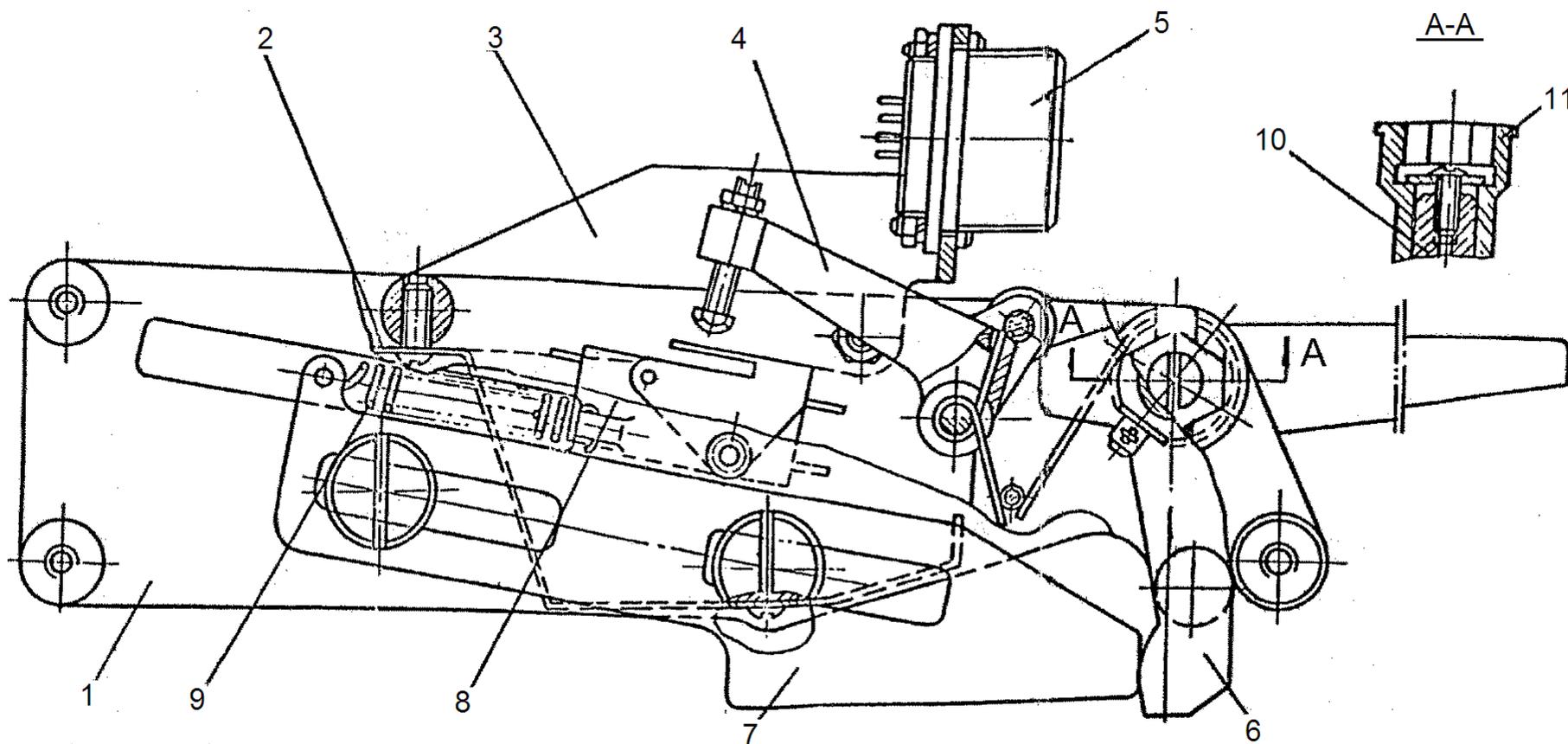


Рис. 23. Антивибратор задний:
 1 – корпус; 2 – отражатель; 3 – кронштейн; 4 – рычаг; 5 – вилка элект. разъема; 6 – рычаг; 7 – антивибратор;
 8 – микровыключатель; 9 – пружина; 10 – ось; 11 – гайка

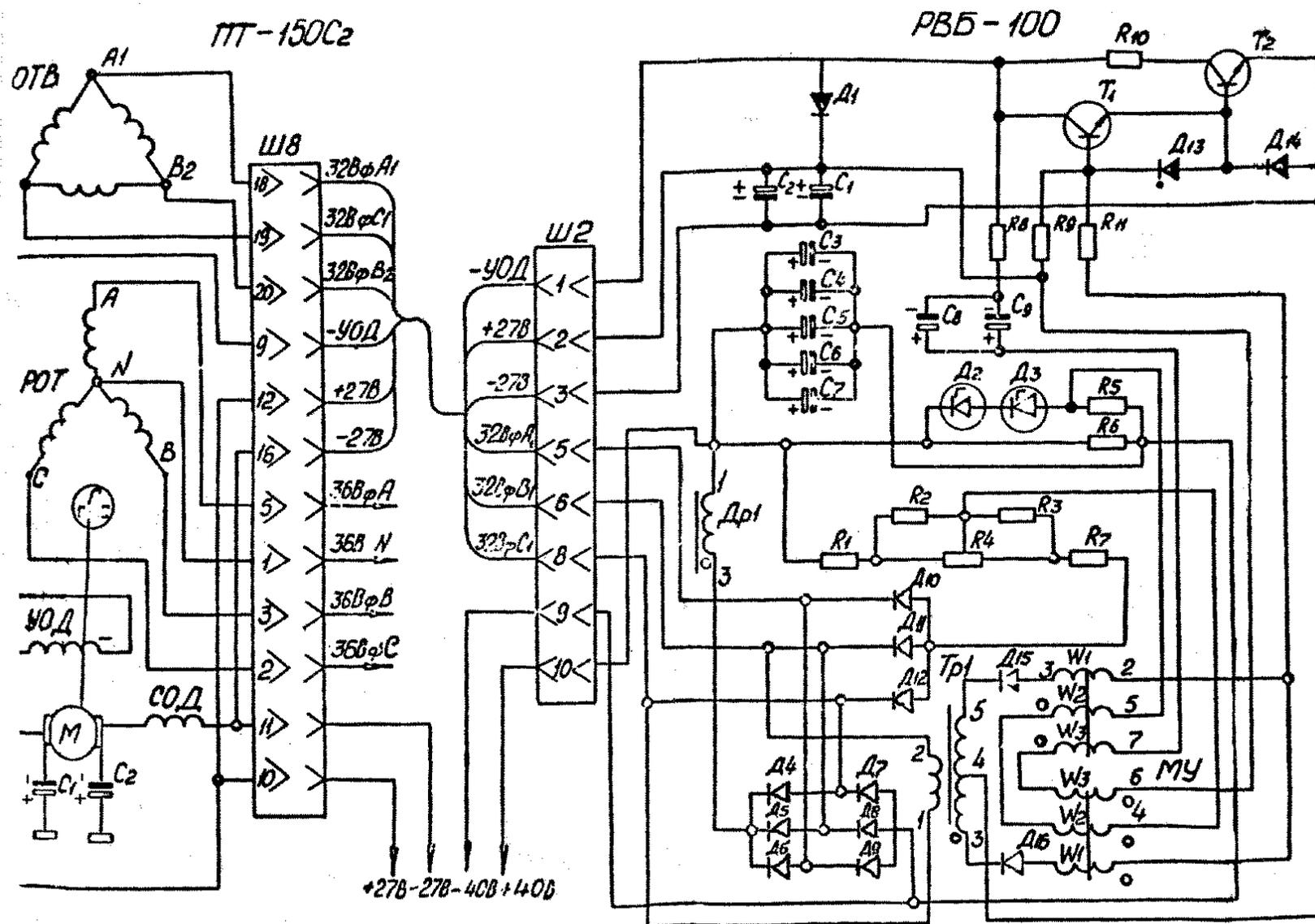


Рис. 24. Принципиальная схема системы электропитания

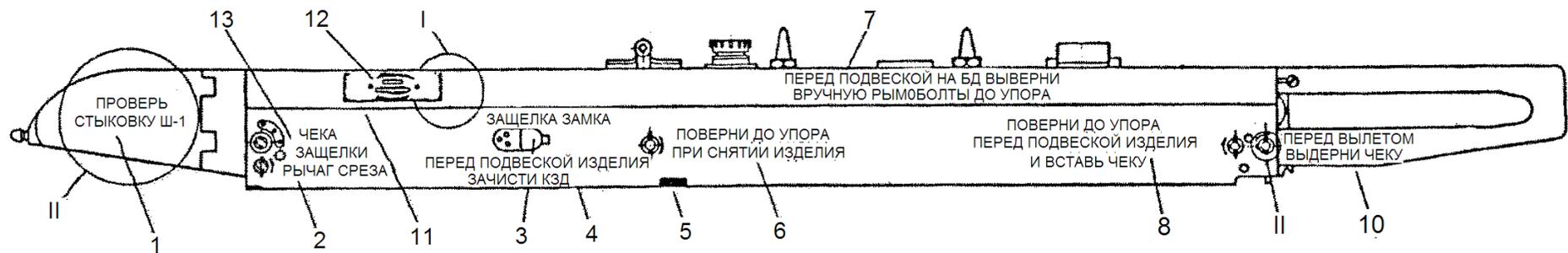


Рис. 25. Предупреждающие и эксплуатационные надписи и знаки:

3, 5, 6, 7, 9, 11, 13 – надписи выполнены черной эмалью; 1, 2, 4, 8, 10 – надписи выполнены красной эмалью;
 14 – надпись выполнена белой эмалью; 12 – этикетка; 2, 6, 8, 13 – знаки положения механизмов выполнены черной эмалью.

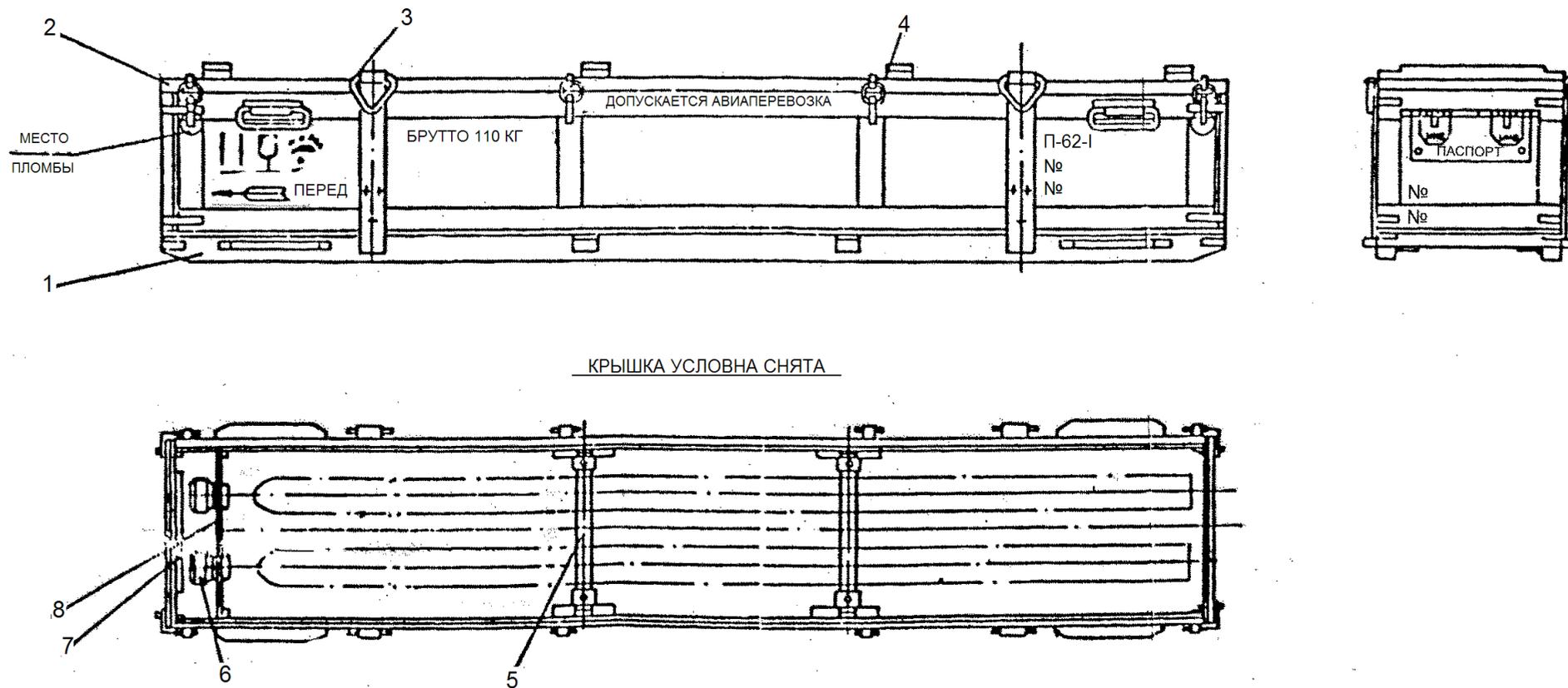


Рис. 26. Тара:

1 – ящик; 2 – съемная крышка; 3 – такелажные кольца; 4 – замок; 5 – ложемент; 6 – патроны-индикаторы;
7 – карман для сопроводительной документации; 8 – ложемент

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. П-72-1Д. Техническое описание и руководство по технической эксплуатации. – М.: Воен. издат. МО СССР, 1976. – 116 с.
2. АПУ-470. Техническое описание и руководство по технической эксплуатации. – М.: Воен. издат. МО СССР, 1973. – 123 с.
3. АПУ-60-І. Техническое описание и руководство по технической эксплуатации. – М.: Воен. издат. МО СССР, 1974. – 112 с.