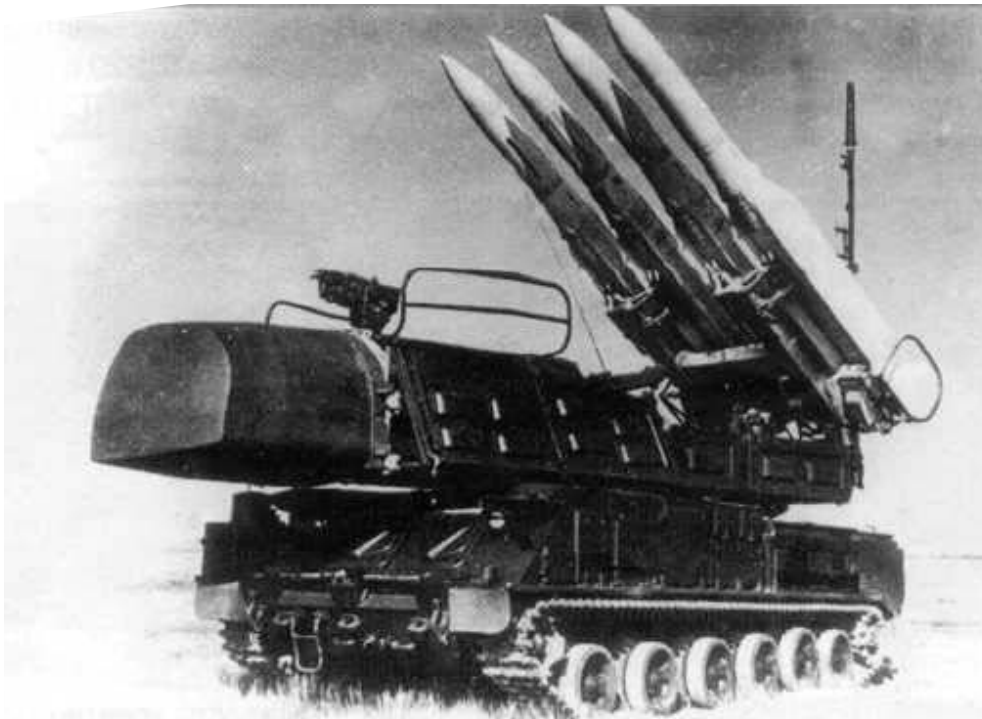


С.Н. ЕЛЬЦИН

**ЗЕНИТНЫЕ РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ «БУК».
РАКЕТА 9М38М1,
УСТРОЙСТВО И ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ**



Министерство образования и науки Российской Федерации
Балтийский государственный технический университет «Военмех»
Кафедра ракетостроения

С.Н. ЕЛЬЦИН

ЗЕНИТНЫЕ РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ «БУК».
РАКЕТА 9М38М1,
УСТРОЙСТВО И ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ

Учебное пособие

Санкт-Петербург
2009

УДК 623.462(075.8)

E58

Ельцин, С.Н.

E58

Зенитные ракетные комплексы «Бук». Ракета 9М38М, устройство и функционирование / С.Н. Ельцин; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2009. – 66 с.

ISBN 978-5-85546-435-1

Рассматриваются особенности построения и работы зенитных ракетных комплексов семейства «Бук», а также устройство и функционирование ракеты 9М38М1, ее составных и сборочных единиц, их взаимодействие с другими элементами зенитного ракетного комплекса «Бук-М1». Подробно описываются устройство и работа радиолокационной головки самонаведения и радиовзрывателя, а также команды и сигналы, обеспечивающие подготовку ракеты к пуску с самоходной огневой установки (пускозаряжающей установки), пуск ракеты и режимы ее работы в полете при разных условиях пуска и работе по разным целям, в том числе в условиях помех.

Предназначено для студентов, изучающих дисциплины «Введение в ракетно-космическую технику» и «Основы устройства и конструкции ракет»

УДК 623.462(075.8)

Р е ц е н з е н т ы: д-р техн. наук, проф. *Б.И. Марченко* (ВМА им. Н.Г. Кузнецова)
канд. техн. наук, проф. *Г.В. Барбашов* (БГТУ)

*Утверждено
редакционно-издательским
советом университета*

ISBN 978-5-85546-435-1

© С.Н. Ельцин, 2009
© БГТУ, 2009

ВВЕДЕНИЕ

Развитие средств воздушного нападения (СВН), повышение их количественных и качественных характеристик, совершенствование стратегии и тактики их применения заставляют разработчиков средств ПВО находить решения, опережающие темпы совершенствования СВН.

Существующие СВН характеризуются:

- широким применением беспилотных ударных средств – высокоточного ракетного оружия, оперативно-тактических и тактических баллистических ракет, дистанционно пилотируемых летательных аппаратов;
- скрытностью полета СВН, использованием пассивных и активных помех, низкой и постоянно снижающейся заметностью СВН;
- увеличением дальности отделения от носителя средств нападения (без захода в зону ПВО);
- высокой прочностью и стойкостью к иницированию боевых зарядов;
- массированным применением СВН с интенсивностью налета до 20-30 целей в минуту, эшелонированным применением с подавлением средств ПВО.

Как следствие для систем ПВО постоянно сокращается время для поражения воздушных целей.

Одни из главных требований к комплексам ЗУР – автоматизация всех операций стрельбы, многоканальность и высокая огневая производительность.

Применение многофункциональных радиолокационных станций с фазированной антенной решеткой и электронным сканированием луча за счет смены фаз излучения позволяет:

- обнаруживать и сопровождать большое число разнотипных целей;
- определять их координаты и параметры их движения;
- готовить исходные данные для стрельбы;
- управлять стартом и полетом нескольких ракет одновременно;
- формировать и передавать на борт управляющие команды;
- распознавать объекты по признаку «свой - чужой» и т.п.

Использование комбинированных систем управления, включающих инерциальное управление на большей части траектории, и активного (или полуактивного) радиолокационного самонаведения позволяет на этапе инерциального управления освободить каналы радиолокаторов от функции сопровождения ЗУР и увеличить число одновременно сопровождаемых и обстреливаемых целей.

Максимальная эффективная поверхность рассеивания (ЭПР) целей, которые может перехватывать система, – $0,02 \text{ м}^2$.

Перечисленные особенности в полной мере характерны для изучаемого ЗРК «Бук–М1», которым укомплектованы системы ПВО страны на фронтовом, армейском и бригадном уровнях.

Войсковой ЗРК «Бук–М1» предназначен для борьбы, в том числе в условиях радиопротиводействия, с аэродинамическими целями, летящими со скоростями 830 – 1200 м/с на средних и малых высотах, маневрирующими с перегрузками до 10-12 единиц, на дальностях до 30 – 40 км (самолеты, вертолеты, крылатые ракеты), баллистическими ракетами типа «Ланс», а также противорадиолокационными ракетами типа «ХАРМ», надводными и наземными и другими радиоконтрастными целями.

Настоящее пособие составлено на основе материалов «Ракета 9М38М1. Техническое описание 9М38М1.0000.000. ТО-1», «Изделие 9М83», а также литературы, приведенной в библиографическом списке.

Автор выражает искреннюю благодарность профессору А.Л. Исакову за ценные замечания и пожелания, способствовавшие улучшению качества рукописи.

ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

АП – автопилот;
АРУ-1(2) – автоматическая регулировка усиления первого (второго) канала;
БВ – блок бортового вычислителя;
БЛЗ – ближняя зона;
БЧ – боевая часть;
БЦ – баллистическая цель;
БЦ-РК – баллистическая цель (релейная команда) ;
ГГП – газогенератор системы газопитания ракеты;
ГОН – генератор опорных напряжений;
ГР – газогенератор рабочий;
ГРЦ – групповая цель;
ГСИ – гироскоп свободный;
ГФ – генератор форсажный;
ДВ – дальнее взведение;
ДВЛ – дальнее взведение логическое;
ДЛУ – датчик линейных ускорений;
ДУС – датчик угловых скоростей;
ДУ – двигательная установка;
ЗВ – захват в воздухе;
ЗДУ – запуск двигательной установки;
ЗЗ – запрет захвата;
ЗЗ - ПУ – запрет захвата на пусковой установке;
ЗЗ СЗ – запрет захвата с задержкой;
З-1 – зона маневрирующей цели (средняя зона);
ЗИ – запускающий импульс;
ЗРК – зенитный ракетный комплекс;
ЗУР – зенитная управляемая ракета;
ЗЧ – захват по частоте;
ЗЧ-ПУ – захват по частоте на пусковой установке;
ЗЧ П – захват по частоте или помехе;
ЗЧЗ – захват по частоте задержанный;
ЗЧЗ-И – захват по частоте задержанный интегральный;
ИДУ – исходное состояние пиропатрона двигательной установки;
ИПИМ – исходное состояние предохранительно-исполнительного механизма;
ИТГИ – исходное положение турбогенератора;
ИУ – инерциальное управление;
ИЭК – исходное положение элементов коммутации;
КУС – канал углового сопровождения;
Л1-32 – литерные частоты;
МР – маршевый режим;
НЛЦ – низколетящая цель;
НЛЦ-ПУ – низколетящая цель по данным до пуска;
НЦ – неподвижная цель;
ОИС – общая цепь исходных состояний;
ОС – отсутствие сигнала;
ПЗУ – пусковая заряжающая установка;
ПИМ – предохранительно-исполнительный механизм;
ПКК – переключение коэффициентов каналов;
ПО – переключение ограничений;
ППУ – предохранительно-пусковое устройство;
ПР (ПГ) – привод руля (привод газовый) ;
ПТШ – пиротехническая шина;
ПУ – пусковая установка;
ПУПЧ – предварительный усилитель промежуточной частоты;
ПФ – переключение фильтров;
ПП – пиропатрон запуска (ДУ, ТГИ, ГГП);

РВ – радиовзрыватель;
РГС – радиолокационная головка самонаведения;
РЗ – разрешение захвата;
РКА – команда управления в плоскости азимута;
РКН – команда управления в плоскости наклона;
РЛК – радиолиния коррекции;
САД – сигнализатор абсолютного давления;
САДК – сигнализатор абсолютного давления (контактный) ;
СВЧ – сверхвысокая частота;
СГ (ГСИ) – свободный гироскоп;
СИ – синхроимпульс;
СКЦ – скоростная цель;
СЛ – самоликвидация;
СО – сигнал ошибки;
СОУ – самоходная огневая установка;
ССД – сигнализатор спада давления;
ССП – сигнал смещения промаха;
ТГИ – турбогенераторный источник питания;
ТЗП – теплозащитное покрытие;
ТИ – тактовый импульс;
ТМ – транспортная машина;
УПР – управление;
УПТ – усилитель постоянного тока;
УНЧ – усилитель низкой частоты;
УПЧ – усилитель промежуточной частоты;
УЦ – удаляющаяся цель;
ФД – фазовый детектор;
ФК – фазовый коммутатор;
Ц – цель;
ЦВС – цифровая вычислительная система;
ЦУ – целеуказание;
ЧД – частотный дискриминатор;
ЧДО – частотный дискриминатор с ограничением;
ШБ – блокировочный разъем;
ШБП – разъем безопасности цепей ПИМа;
ШО – отрывной разъем;
ШК – контрольный разъем;
ШП – шумовая помеха.

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ЗЕНИТНОМ РАКЕТНОМ КОМПЛЕКСЕ «БУК»

Предшественником комплекса «Бук» был ЗРК «Куб» с оригинальной ракетой, выполненной по аэродинамической схеме с «поворотным крылом», обеспечивающей работу двухступенчатого твердотопливного прямоточного воздушно-реактивного двигателя (рис. 1), размещенной на пусковой установке 2П25 (рис. 2). Переход от комплекса «Куб» к комплексу «Бук» осуществлялся поэтапно, путем заимствования части наработок «Куба».

Первой особенностью комплекса «Бук» и последующих его модернизаций в отличие от «Куба» была реализация принципа «два в одном», предполагающего объединение функций самоходной установки разведки и наведения и самоходной ПУ в так называемую самоходную огневую установку (СОУ), оснащенную как радиолокационными средствами, так и пусковым устройством с ЗУР (рис. 3,а).

Размещенная на шасси СОУ (9А38) комплексов «Бук» объединяла функции самоходной установки разведки и наведения и самоходной ПУ, использовавшихся в составе ЗРК «Куб-МЗ». Она обеспечивала поиск в установленном секторе, обнаружение и захват цели на автосопровождение, решение предстартовых задач, пуск и самонаведение находящихся на ней трех ракет 9М38 («Бук») или 3М9МЗ («Куб»), а также трех ЗУР 3М9МЗ, расположенных на сопряженной с ней одной из самоходных пусковых установок ЗРК «Куб». Боевая работа СОУ могла осуществляться как при управлении и целеуказании от самоходной установки разведки и наведения, так и автономно.

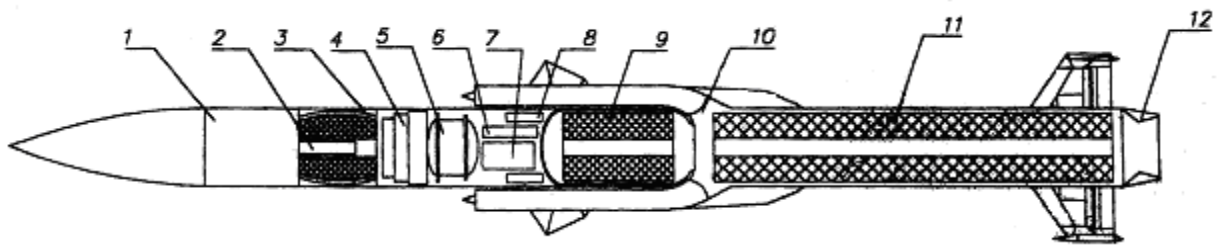


Рис. 1. Компоновка ЗУР 3М9 ЗРК «Куб»:
 1 – ГСН; 2 – предохранительно-исполнительный механизм; 3 – боевая часть; 4 – радиовзрыватель; 5 – воздушный аккумулятор давления; 6 – турбогенератор; 7 – автопилот; 8 – рулевая машинка; 9 – маршевый твердотопливный заряд ПВРД; 10 – заглушка; 11 – стартовый твердотопливный заряд; 12 – сопло

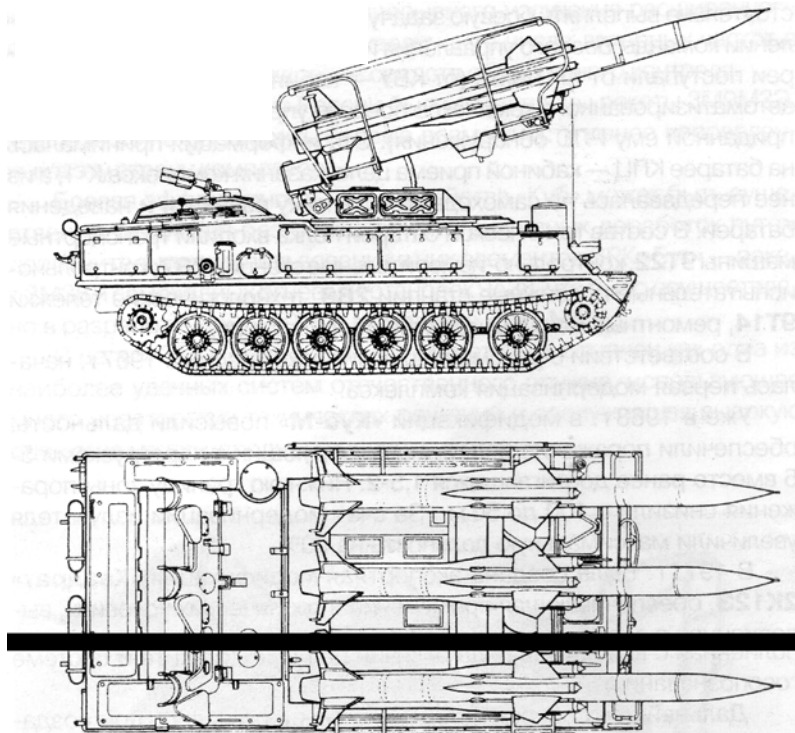


Рис. 2. Самоходная пусковая установка 2П25 ЗРК «Куб»

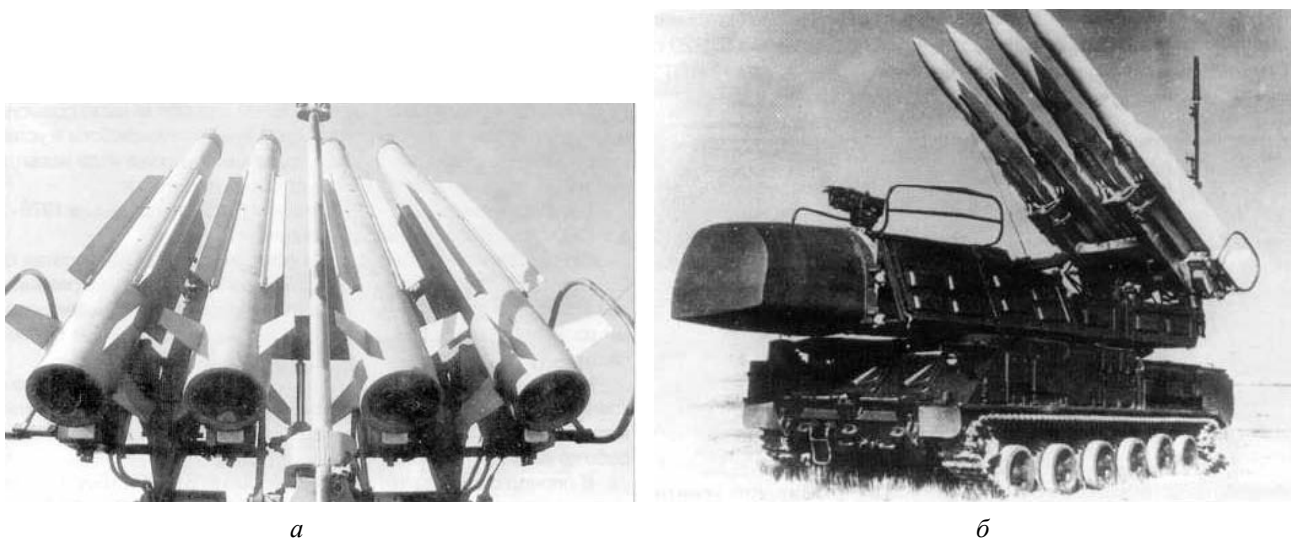


Рис. 3. ЗУР 9М38М1 на направляющих установки (а) и самоходная огневая установка 9А310 (б)

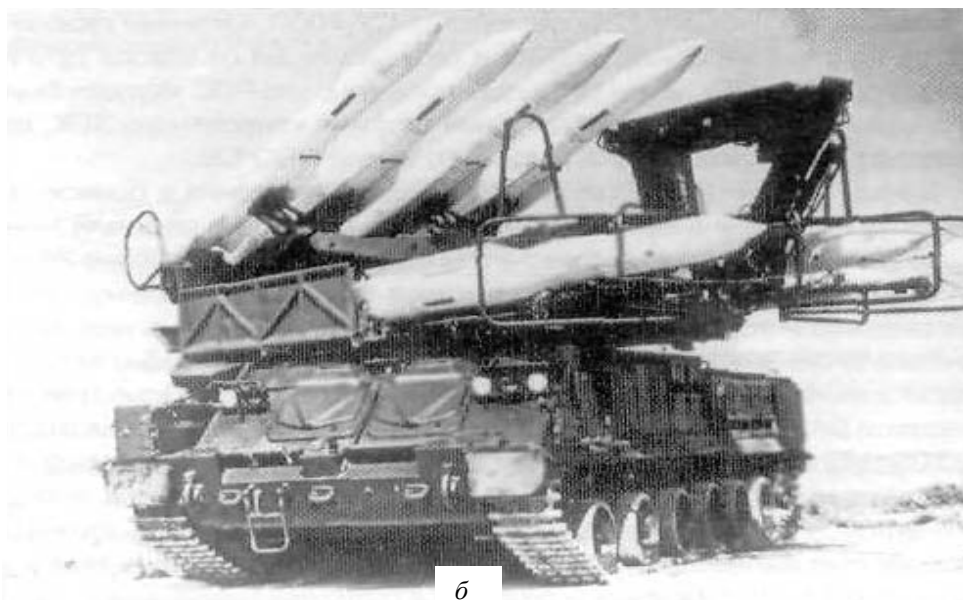
Реализация принципа «два в одном» привела к ограничению сектора поиска целей, что вынудило включить в состав комплекса отдельную мощную станцию обнаружения и целеуказания «Купол» с вдвое большей дальностью обнаружения. При выводе станции из строя круговой обзор и решение боевых задач обеспечивались путем рационального размещения СОУ на местности. Расстояние между машинами комплекса могло достигать 10 км, что было особенно ценным при размещении ЗРК на местности со сложным рельефом.

При разработке радиолокационных средств СОУ прорабатывалась возможность применения фазированной антенной решетки, что обеспечило бы возможность одновременного обстрела четырех целей. Однако на начало 1970-х годов стоимость РЛС с фазированной антенной решеткой в полтора раза превышала стоимость всей СОУ. Поэтому разработчики ограничились обычной зеркальной антенной, но в РЛС внедрили цифровую обработку сигнала, в частности для селекции движущихся целей. Новые радиоэлектронные средства ЗРК «Бук» позволяли значительно расширить зону поражения, как по дальности, так и по высоте.

Вторая особенность ЗРК «Бук» – возможность ведения огня непосредственно со средства перевозки резервного боекомплекта – пускозаряжающей установки (ПЗУ – рис. 4). ПЗУ обеспечивает не только перезарядку перевозимыми ею ракетами двух самоходных огневых установок, но и позволяет произвести, при необходимости, последовательные пуски четырех ракет со своего пускового устройства, а затем пополнить его ракетами, хранящимися под ним на неподвижных ложементках нижнего яруса.



а



б

Рис. 4. Самоходная пускозаряжающая установка: *а* – в походном положении; *б* – в процессе снаряжения

Третья особенность – улучшенные летно-тактические характеристики ракеты (см. рис. 3,б), достигнутые за счет:

- применения твердотопливного двигателя, что позволило использовать ЗРК «Бук» для борьбы с тактическими баллистическими ракетами;
- реализации ГСН ракеты захвата цели в полете, после старта и участка автономного полета продолжительностью до 24 с. Такой режим обеспечивался введением в ГСН так называемого «псевдокинематического звена», по сути – упрощенной инерциальной системы управления;
- применения на этом участке радиокоррекции для эффективного наведения ЗРК на маневрирующие цели. В состав ГСН, наряду с традиционной для данных систем радиоаппаратурой, были включены дешифратор сигналов радиокоррекции и упрощенный аналог инерциальной системы с датчиками линейных ускорений и спецвычислителем;
- высокой помехозащищенности ГСН за счет захвата цели после сближения с ней на относительно небольшое расстояние.

ЗРК может применяться для противовоздушной обороны войск, войсковых объектов, важных административно-промышленных и других территорий при массированном применении СВН, а также являться модулем тактической ПРО (рис. 5).

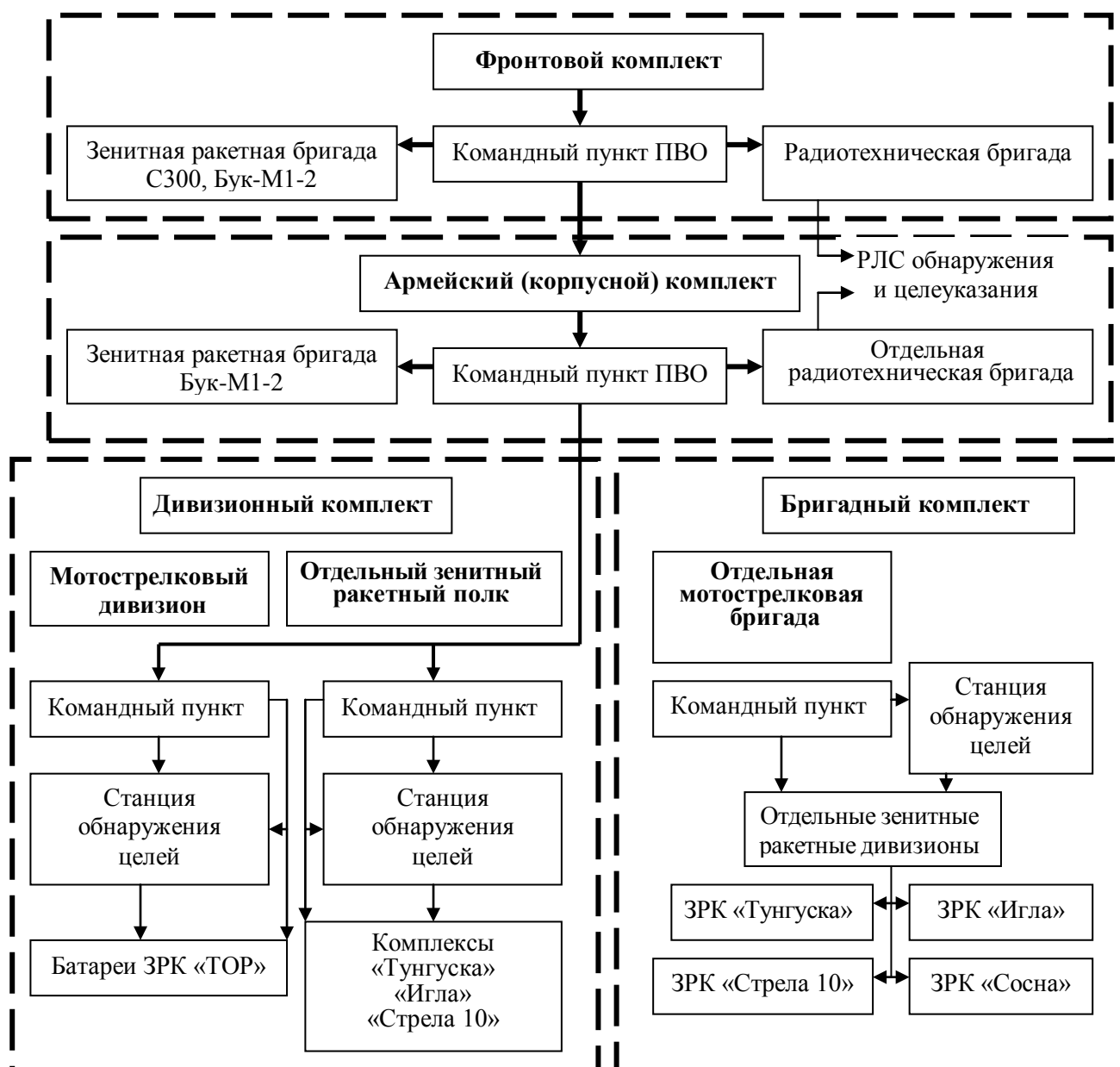


Рис. 5. ЗРК БУК-М1 в структуре вооружения

Изменение тактико-технических характеристик комплекса в процессе его модернизации можно проследить по табл. 1.

Т а б л и ц а 1

ЗРК «БУК» и его модификации	«БУК» с ЗУР 9М38	«БУК-М1» с ЗУР 9М38	«БУК-М1-2» с ЗУР 9М317
Год принятия на вооружение	1980	1983	1997
Цели ЗРК	Самолеты	Самолеты, вертолеты, крылатые ракеты	Самолеты, Вертолеты, крылатые ракеты, ТБР типа «ЛАНС», ПРЛР типа «ХАРМ», надводные и наземные цели
Зона поражения аэродинамических целей, км: по дальности по высоте по курсовому параметру	3,5 – 25-30 0,025 - 20 18	3 –35 0,015 – 22 22	3 – 42 0,015 – 25 25
Зона поражения ТБР типа «ЛАНС», км: дальняя граница максимальная высота параметр			20 16 12
Дальность стрельбы, км: по надводным целям по наземным целям			3 – 25 3 –12
Предельные перегрузки ракеты	до 19	до 19	до 30
Максимальная скорость поражаемых целей, м/с	800	800	1200
Количество одновременно обстреливаемых целей одним ЗРК	до 6	до 6	до 6
Вероятность поражения одной ракетой: аэродинамических целей ТБР типа «ЛАНС» ПРЛР типа «ХАРМ» крылатых ракет вертолетов	0,7 – 0,9 не ниже 0,4 0,3 – 0,7	0,7 – 0,9 не ниже 0,4 0,3 – 0,7	0,7 – 0,9 0,5 – 0,7 0,6 – 0,8 0,6 – 0,8 0,7 – 0,8
Время реакции, с Время разворачивания, мин	15 - 18 5	15 - 18 5	15 – 18 5
Время перехода из дежурного режима в боевой, с	20	20	20
Время заряжания СОУ, мин Масса ЗУР, кг Масса БЧ, кг	12 685 70	12 690 70	12 690 70

В комплексе принят комбинированный метод наведения ракеты – инерциальное наведение с радиокоррекцией на начальном участке наведения и полуактивное самонаведение на конечном участке траектории. ЗРК «Бук» имеет в своем составе боевые средства, средства технического обеспечения и учебно-тренировочные средства.

В состав *боевых средств* входят:

- командный пункт (КП);
- радиолокационная станция обнаружения цели (СОЦ);
- до шести самоходных огневых установок (СОУ);
- до шести пускозаряжающих установок (ПЗУ);
- зенитные управляемые ракеты.

Все боевые средства комплекса собраны на гусеничных самоходах повышенной проходимости, оснащенных средствами связи, аппаратурой ориентирования и навигации, собственными газотурбинными агрегатами электропитания, системами защиты и жизнеобеспечения личного состава. Все это обеспечивает высокие маневренные возможности и автономность при ведении боевых действий.

В состав *технических средств* обеспечения входят:

- машины технического обслуживания с автоприцепом ЗИП;
- мастерская технического обслуживания;

- машины (мастерские) ремонта и технического обслуживания;
- транспортная машина с комплектом технологического оборудования;
- автоматизированная контрольно-испытательная передвижная станция;
- передвижная электростанция.

К учебно-тренировочным средствам относятся:

- учебно-действующая ракета 9М38УД («Бук», «Бук-М1»), 9М317УД («Бук-М1-2»);
- учебно-разрезная ракета 9М38УР («Бук», «Бук-М1»), 9М317УР («Бук-М1-2»).

Командный пункт (рис. 6) предназначен для автоматизированного управления по телекодовым (радио или проводным) каналам связи боевыми действиями ЗРК и работает совместно с одной СОЦ, шестью СОУ, обеспечивая взаимную работу с вышестоящим КП автоматизированного управления боевыми действиями ЗРК.

Аппаратура КП, состоящая из цифровой вычислительной системы, средств отображения информации, оперативно-командной связи и передачи данных и других вспомогательных систем, позволяет:

- оптимизировать процесс управления ЗРК, автоматически назначать режимы работы;
- обеспечивать обработку до 75 радиолокационных отметок;
- осуществлять автоматическое сопровождение до 15 трасс наиболее опасных целей;
- решать задачи целераспределения и целеуказания;
- обеспечивать комплексные режимы парной работы СОУ («Регламентация излучения», «Чужой подсвет», «Триангуляция», «Координатная поддержка», «Пусковая установка»), которые используются в условиях противорадиолокационных ракет сильного радиопротиводействия и при выходе из строя РЛС одной из СОУ;
- вести документирование процессов боевой работы;
- осуществлять контроль функционирования боевых средств комплекса и имитацию воздушной обстановки для проведения тренировок расчета КП.

Станция обнаружения целей (рис. 7) предназначена для обнаружения, опознавания государственной принадлежности целей и передачи информации о воздушной обстановке в виде отметок от целей и пеленгов на постановщики помех на КП ЗРК и другие пункты управления войск ПВО.

СОЦ представляет собой трехкоординатную РЛС сантиметрового диапазона, построенную на базе волноводной решетки с электронным сканированием луча диаграммы направленности по углу места и механическим вращением антенны по азимуту. Индикаторная дальность СОЦ – 160 км.



Рис. 6. Командный пункт ЗРК «Бук»



Рис. 7. РЛС обнаружения и целеуказания 9С18М1 («Купол-М1») ЗРК «Бук-М1»

В СОЦ реализовано два варианта обзора пространства: «регулярный» – в режиме противосамолетной обороны и «секторный» – в режиме противоракетной обороны.

Прогресс, достигнутый в свое время в части создания СВЧ-приборов, кварцевых и электромеханических фильтров и ЦВМ, позволил объединить в РЛС функции станций обнаружения, сопровождения и подсвета цели. Станция работает в сантиметровом диапазоне волн с использованием единой антенны и двух передатчиков: импульсного и квазинепрерывного излучения и непрерывного. Первый применяется для обнаружения и автосопровождения цели в квазинепрерывном режиме излучения или в импульсном режиме со сжатием импульсов при возникновении затруднений с однозначным

определением дальности. Передатчик непрерывного излучения применяется для подсвета цели и ЗУР. Антенная система станции ведет секторный поиск электромеханическим способом. Сопровождение цели по угловым координатам и дальности производится моноимпульсным методом, а обработка сигналов – ЦВМ. Ширина диаграммы направленности антенны канала сопровождения цели составляет $1,3^\circ$ по азимуту и $2,5^\circ$ по углу места, а канала подсвета – соответственно $1,4^\circ$ и $2,65^\circ$. Время обзора сектора поиска (120° по азимуту и $6-7^\circ$ по углу места) в автономном режиме не превышает 4 с, а при наличии целеуказания с сокращением сектора обзора соответственно до 10° и 7° – 2 с. Средняя мощность передатчика канала обнаружения и сопровождения цели составляет не менее 1 кВт при применении квазинепрерывных сигналов и не менее 0,5 кВт при использовании сигналов с линейно-частотной модуляцией (импульсный режим). Средняя мощность передатчика подсвета цели – не менее 2 кВт. Коэффициент шума обзорных и пеленгационных приемников станции не превышает 10 дБ. Время перехода РЛС из дежурного режима в боевой не превышает 20 с. Станция однозначно определяет скорость цели с точностью 10-20 м/с. Обеспечивается селекция движущихся целей. Максимальные ошибки по дальности не превышают 175 м, среднеквадратические ошибки измерения угловых координат – не более 0,5 д.у. (дальностей угловых, одна д.у. равна 3,6 минуты). РЛС защищена от активных, пассивных и комбинированных помех. Аппаратура СОУ обеспечивает блокировку пуска ЗУР при сопровождении своего самолета или вертолета.

Самоходная огневая установка представляет собой единое изделие, включающее в себя станцию обнаружения, сопровождения, подсвета цели и ракеты с наземным радиолокационным запросчиком, телевизионным оптическим визиром цели и пусковую установку с четырьмя ЗУР.

СОУ (см. рис. 3,а) решает следующие задачи:

- прием целеуказания и сигналов управления от КП;
- обнаружение, опознавание государственной принадлежности, захват и сопровождение цели, распознавание класса целей (воздушная, надводная или наземная), подсвет их и ракет;
- определение координат сопровождаемых целей, выработку полетного задания на ракеты и решение других предстартовых задач:
 - наведение пускового устройства в направлении упрежденной точки встречи ракеты с целью;
 - выдачу целеуказания на радиолокационную головку самонаведения ЗУР;
 - пуск ракет;
 - выработку команд радиокоррекции и передачу их на летящие ракеты;
 - передачу на ПЗУ сигналов, необходимых для наведения пускового устройства ПЗУ в направлении упрежденной точки, наведение ГСН на цель и пуск ракеты;
 - передачу на КП информации о сопровождаемой цели о процессе боевой работы;
 - тренировку боевого расчета.

СОУ может выполнять эти задачи как в составе ЗРК при целеуказании с КП, так и автономно, в секторе ответственности. При этом пуск ракет может производиться как непосредственно с СОУ, так и с пускового устройства ПЗУ.

В состав самоходной огневой установки 9А38 входили:

- пусковое устройство с силовым следящим приводом, радиолокационная станция **9С35** с телевизионно-оптическим визиром и наземным радиолокационным запросчиком, работающим в системе опознавания «Пароль»;
- цифровая вычислительная система;
- аппаратура телекодовой связи с самоходной установкой разведки и наведения от ЗРК «Куб» и проводной связи с самоходной пусковой установкой;
- система автономного электропитания на базе газотурбинного генератора, аппаратура навигации;
- система топопривязки и ориентирования;
- система жизнеобеспечения.

При работе в составе ЗРК и управлении от КП СОУ может использоваться в качестве пусковой установки в режиме стрельбы с «чужим подсветом» и принимать участие в определении координат цели.

Самоходная огневая установка 9А38 имела пусковое устройство со сменными направляющими – либо для трех ЗУР 3М9М3, либо для трех ЗУР 9М38М1.

Самоходная огневая установка 9А310 по своему назначению и устройству отличалась от СОУ 9А38 ЗРК «Куб-М4» («Бук-1») тем, что с помощью телекодовой линии сопрягалась с КП и пускозаряжающей установкой 9А39. Кроме того, на пусковом устройстве СОУ 9А310 располагались не три, а четыре ЗУР 9М38. Время перевода СОУ из походного положения в боевое составляло

не более 5 мин., из дежурного режима в рабочий (например, после смены позиции с включенной аппаратурой) – не более 20 с. Зарядка самоходной огневой установки 9А310 четырьмя ЗУР с пускозаряжающей установки осуществлялось за 12 мин, а с транспортной машины – за 16 мин. Масса самоходной огневой установки с боевым расчетом из четырех человек не превышала 32,4 т, длина – 9,3 м, ширина – 3,25 м, высота – 3,8 м.

Пускозаряжающая установка предназначена для:

- транспортировки и хранения ЗУР, при этом четыре ракеты находятся на направляющих ПУ и готовы к пуску, другие четыре боеготовых ракеты – на транспортных опорах;
- зарядки СОУ и самозарядки ракетами, находящимися на транспортных опорах основания, транспортной машине, грунтовых ложементов или контейнерах;
- контроля исправности ПЗУ и ЗУР как по команде с СОУ, так и автономно;
- предстартовой подготовки и поочередного пуска ЗУР по данным СОУ.

Для решения этих задач в состав ПЗУ входят:

- пусковое устройство на четыре ракеты с электрогидравлическим силовым следящим приводом и аппаратурой стартовой автоматики;
- четыре транспортные опоры для хранения ракет;
- аналоговая вычислительная машина;
- грузоподъемный агрегат, другая аппаратура.

Самоходные огневые установки 9А310М1 (СОУ) и пусковые заряжающие установки 9А39М1 (ПЗУ) применяются в составе ЗРК «Бук-М1-2».

Вопросы для самоконтроля

1. Какие функции возложены на КП в составе бригады?
2. Что входит в состав боевых средств ЗРК?
3. Что входит в состав технических средств ЗРК?
4. Какие функции возложены на КП в составе ЗРК?
5. Какие функции выполняет СОЦ?
6. Что собой представляет СОЦ?
7. Почему в СОЦ используются два передатчика?
8. Перечислите 10 задач, решаемых СОУ.
9. Какие функции выполняет ПЗУ?
10. Что входит в состав ПЗУ?

2. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАКЕТЕ

2.1. Назначение, состав, технические данные и условия эксплуатации ракеты

Зенитная управляемая ракета 9М38М1 предназначена для поражения воздушных целей противника в боевой зоне зенитного ракетного комплекса 9К37М1 («Бук-М1-2»). Для пусков ракет применяются СОУ 9А310М1 и ПЗУ 9А39М1.

Для наведения ракеты на цель используется метод пропорциональной навигации при полуактивном самонаведении.

В состав ракеты 9М38М1 входят радиолокационная головка самонаведения (РГС), автопилот (АП), радиовзрыватель (РВ), боевая часть (БЧ), предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ), двигательная установка (ДУ), электрооборудование с турбогенераторным источником питания (ТГИ), система газопитания (газовая система), система замера статического давления.

Основные массогабаритные характеристики ракеты

Масса, кг.....	690±8
Максимальный диаметр корпуса, мм.....	400
Длина, мм.....	5550 ^{+4,5} _{-6,0}
Размах крыльев, мм.....	702 ^{+0,5} _{-4,4}
Размах рулей, мм.....	860 ^{+1,7} _{-2,2}

Собранная ракета в поперечном сечении вписывается в квадрат со стороной не более 613 мм.

Полностью собранная и снаряженная ракета с подключенными пиропатронами и ПИМом взрывобезопасна в служебном обращении и эксплуатации при соблюдении мер и требований по безопасности, предусмотренных эксплуатационными документами.

Нормальная эксплуатация и боевое применение ракеты с заданной надежностью обеспечиваются в любое время года и суток при воздействии и после воздействия на нее атмосферных конденсированных (иней, роса) и выпадаемых (дождь, снег) осадков; тумана; запыленности до 2,5 г/м³ (на стоянке – до 1 г/м³); температуры окружающего воздуха от -50 до +50°С (плюс воздействие солнечной радиации); относительной влажности до 98% при температуре окружающего воздуха до +35°С, а также после проведения дегазации, дезактивации, дезинфекции.

Ракета может быть размещена на высоте до 3000 м над уровнем моря и эксплуатироваться при соответствующей этой высоте температуре. Ракета устойчива в условиях эксплуатации к воздействию на нее биологических вредителей, грибков и плесени.

2.2. Общее устройство и принцип действия ракеты

Внешняя компоновка ракеты, деление ее на сборочные единицы показаны на рис. 8.

Ракета состоит из головной части (отсеки № 1 и № 2), переходного шпангоута, двигательной установки 4 (отсек №3), хвостового отсека 6 (отсек № 4), четырех крыльев 5 и четырех аэродинамических рулей 7.

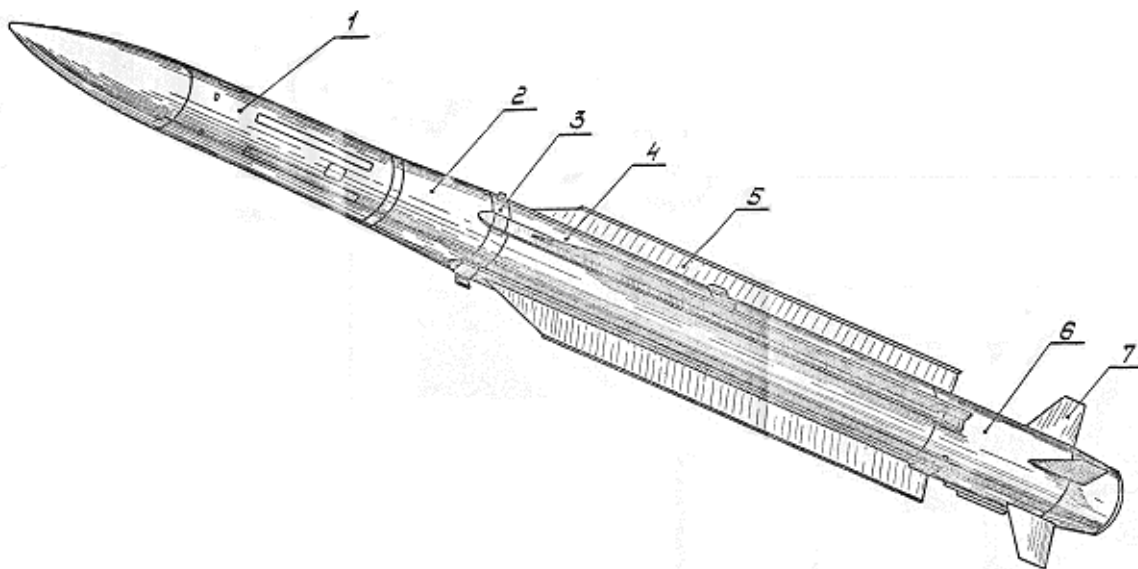


Рис. 8. Зенитная управляемая ракета 9М38М1:

1 – отсек №1 с радиопрозрачным обтекателем; 2 – отсек №2; 3 – переходной шпангоут;
4 – отсек №3 (двигательная установка); 5 – крылья; 6 – отсек №4; 7 – рули

Аэродинамическая схема ракеты 9М38М1 – нормальная, с крылом малого удлинения.

Крылья и рули ракеты расположены по Х-образной схеме, что обеспечивает ее оптимальное размещение на пусковой установке, полет и управление полетом в соответствии с выбранным методом наведения.

Геометрически корпус ракеты выполнен в виде двух цилиндрических частей разных диаметров (340 и 400 мм), соединенных между собой переходным усеченным конусом, носовой части оживальной формы и кормовой части обратной конусности.

Обтекатель представляет собой параболоид вращения с притупленной носовой частью. Такая форма обтекателя позволяет получить необходимые пеленгационные характеристики РГС при наименьшем аэродинамическом сопротивлении головной части ракеты.

Внутренняя компоновка ракеты приведена на рис. 9.

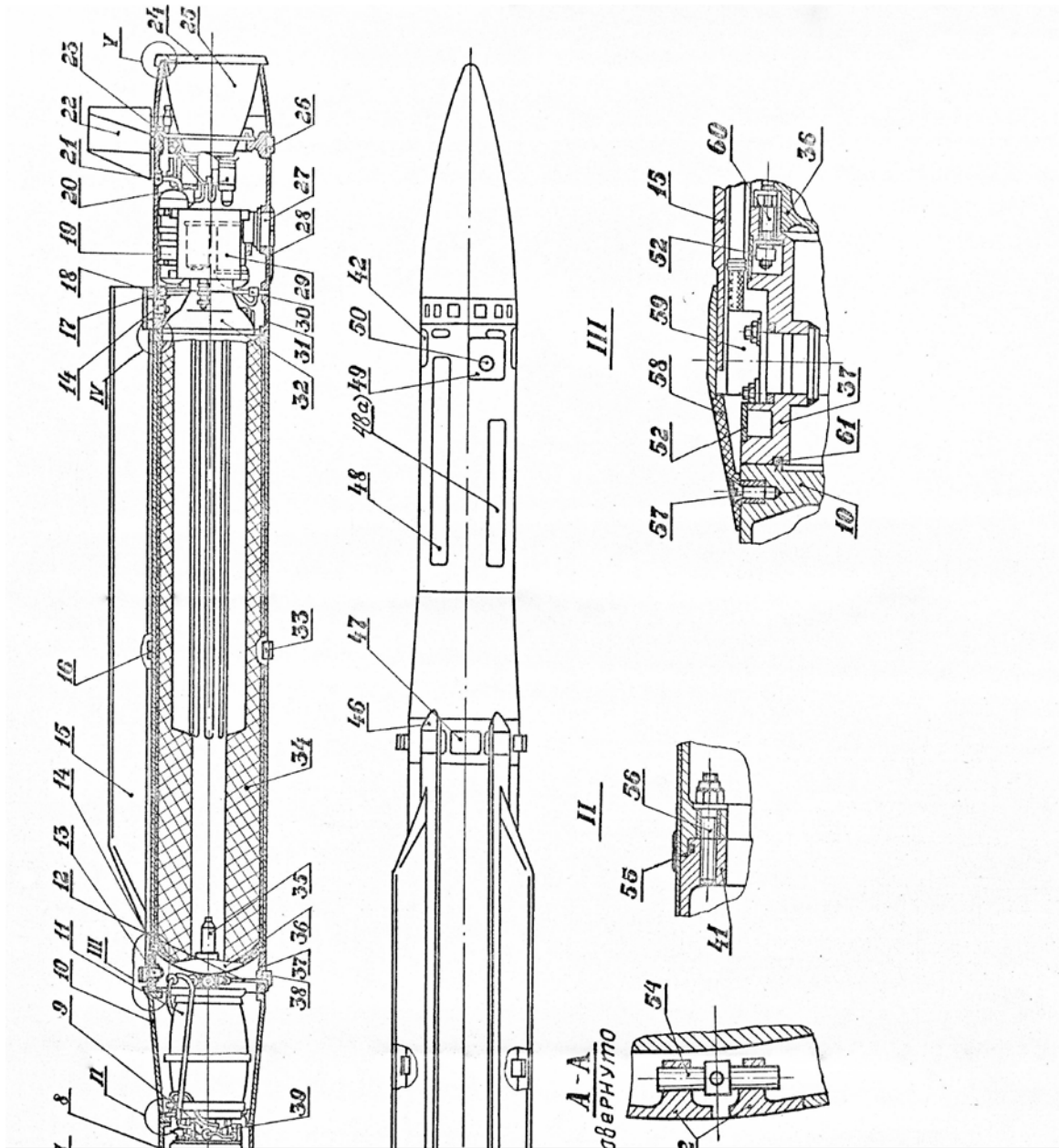
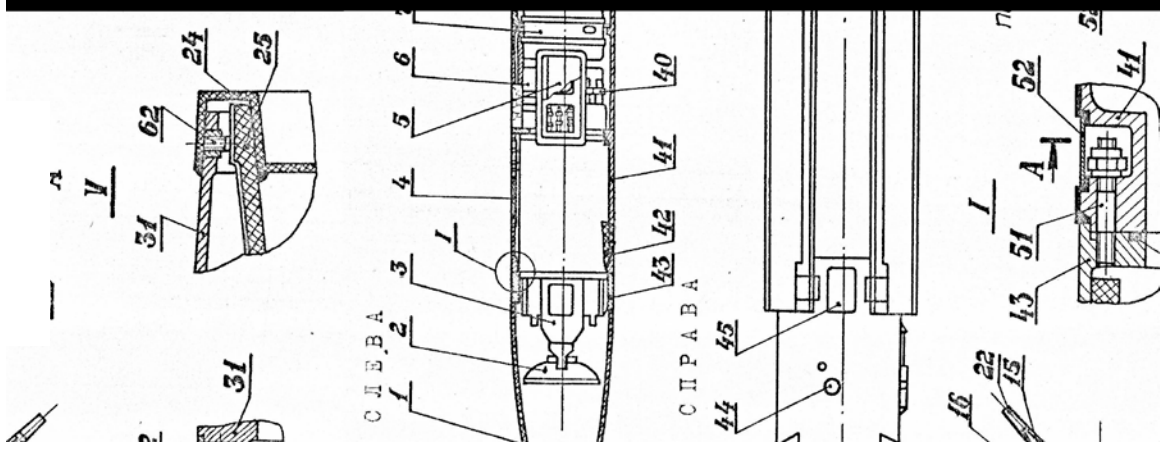


Рис. 9. Компоновка ракеты:

1 – радиопрозрачный обтекатель; 2 – антенна целевого канала РГС; 3 – РГС; 4 – антенна РВ; 5 – лючок №1; 6 – блок управления авгопилота; 7 – радиовзрыватель; 8 – отсек №1; 9 – предохранительно-исполнительный механизм; 10 – отсек №2; 11 – боевая часть; 12 – предохранительно-пусковое устройство; 13 – передний такелажный узел; 14 – разъем электрический транзитной магистрали; 15 – крыло; 16 – задний такелажный узел; 17 – сигнализатор абсолютного давления; 18 – задняя опора крепления крыла; 19 – газогенератор системы газопитания; 20 – рулевой привод; 21 – кран проверки рулевых приводов сжатым воздухом; 22 – руль; 23 – стопор руля; 24 – заглушка; 25 – сошловой блок; 26 – задний бугель; 27 – отрывной разъем; 28 – защитное устройство отрывного разбега; 29 – турбогенератор; 30 – клапан с заглушкой системы замера статического давления; 31 – отсек №4; 32 – днище заднее; 33 – средний бугель; 34 – топливный заряд двигателя; 35 – воспламенитель; 36 – переднее днище двигателя; 37 – переходной шпангоут; 38 – передний бугель; 39 – преобразователь; 40 – электроразъемы; 41 – цилиндрическая часть отсека №1; 42 – антенна опорного канала РГС; 43 – шпангоут радиопрозрачного обтекателя; 44 – кран проверки турбогенератора; 45 – лючок №3; 46 – передний узел крепления крыла; 47 – лючок №4; 48 – крышка передающей антенны радиовзрывателя; 48а – крышка приемной антенны радиовзрывателя; 49 – лючок №2; 50 – смотровой глазок; 51 – шпилька с гайкой и шайбой; 52 – стяжная лента; 53 – резиновое уплотнительное кольцо; 54 – тендер; 55 – резиновое уплотнительное кольцо; 56 – шпилька с гайкой и шайбой; 57 – винт; 58 – обтекатель; 59 – разъем электрический транзитной магистрали; 60 – шпилька с гайкой и шайбой; 61 – резиновое уплотнительное кольцо; 62 – винт

На переходном шпангоуте 37 установлены передний такелажный узел 13, передний бугель 38, разъем безопасности цепей ПИМа (ШБП), расположенный в лючке 47 ракеты, механический привод предохранительно-пускового устройства 12, передние узлы крепления крыльев и ответные части разъемов подкрыльевых электрических транзитных магистралей (вид Ш).

В нижней части переходного шпангоута установлен передний бугель 38 с переключателем предохранительно-пускового устройства 12 на два фиксированных положения («ППУ ЗАКР», «ППУ ОТКР»), в верхней части – передний такелажный узел 42 (вид А). На этом же шпангоуте установлены разъемы электрических транзитных магистралей 59, лючок 47 для доступа к разъему безопасности цепей ПИМа (ШБП) и передние узлы крепления крыла 46.

Головная часть ракеты, первый и второй отсеки, посредством резьбовых шпилек с гайками и шайбами 60 крепятся своим переходным шпангоутом 37 к переднему днищу 36 двигательной установки. Стык корпуса второго отсека и шпангоута снаружи закрыт металлической стяжной лентой 52.

На силовом шпангоуте корпуса двигательной установки находится средний бугель 33, задний такелажный узел 16 и бобышки для крепления крыльев 15. Дополнительные узлы крепления крыльев расположены на хомуте с бобышками, установленном на корпусе двигательной установки.

Плоскость крыла выполнена переменной толщины и заканчивается тавровой полочкой. Корневая часть имеет П-образное сечение.

Передний бугель 38, средний бугель 33 и задний 26 предназначены для крепления ракеты при хранении и транспортировании на средствах ЗРК и для движения ее при сходе с пусковой направляющей.

Передний 13 и задний 16 такелажные узлы используются для крепления траверсы при такелажных работах с ракетой.

Компоновка оборудования в ракете выполнена таким образом, чтобы обеспечить заданные положения центра масс ракеты на всех участках траектории полета, рациональное размещение оборудования с целью уменьшения занимаемого объема и снижения веса корпуса ракеты и элементов крепления, уменьшения длины коммуникаций между блоками аппаратуры.

Корпус отсека №1 (рис. 10) состоит из головного радиопрозрачного (ситаллового) обтекателя и цилиндрической части. В корпусе размещены радиолокационная головка самонаведения 6, блок управления автопилота 9, радиовзрыватель 11, преобразователь напряжения для питания радиовзрывателя 14, контрольный разъем ШК 8.

Обтекатель закреплен в шпангоуте 19 с помощью 12 пар плоских пружин 20. Места крепления заполнены герметиком.

Радиолокационная головка самонаведения с одной стороны жестко закреплена посредством шпилек и гаек с контрящими шайбами к шпангоуту 19, другой опорой, обеспечивающей осевое перемещение головки, является кольцевой шпангоут корпуса 17. Блок управления автопилота 9, радиовзрыватель 11 и преобразователь напряжения 14 для питания радиовзрывателя закреплены на приливах корпуса первого отсека с помощью шпилек и гаек с шайбами 15.

На цилиндрической части корпуса смонтированы четыре антенны 7 радиовзрывателя и две антенны 18 опорного канала радиолокационной головки самонаведения (верхняя и нижняя). Антенны закрыты радиопрозрачными крышками 10.

Для смены приборов кварцевого генератора (генератора, устанавливающего соответствующую литерную частоту) и для контроля времени наработки РГС по установленному на РГС счетчику предусмотрен лючок 5 с глазком, а для доступа к контрольному разъему – лючок 8.

К корпусу первого отсека посредством шпилек и гаек с шайбами 13 крепится второй отсек.

Отсек №2 (рис. 11), предназначенный для размещения боевой части, состоит из конического сварного корпуса 7 и переходного шпангоута 20 из магниевого литья. Корпус и шпангоут соединены между собой посредством шпилек и гаек с контрольными шайбами 23. Переходной шпангоут и корпус отсека механически обработаны по посадочным местам. Такая конструкция технологически упрощает установку боевой части на ракету и обеспечивает возможность установки при сборке ракеты в последнюю очередь.

Боевая часть крепится к приливам заднего шпангоута второго отсека с помощью ушек 11 шпильками и гайками с шайбами 12. Крепление БЧ в переднем шпангоуте выполнено с помощью четырех упорных винтов 2, затянутых на небольшой тарированный момент. Такой способ крепления позволяет получить подвижное соединение, необходимое для компенсации относительных перемещений БЧ и корпуса, возникающих в полете при повышении температуры корпуса отсека, и обеспечивает развязку от дополнительного силового нагружения планера ракеты.

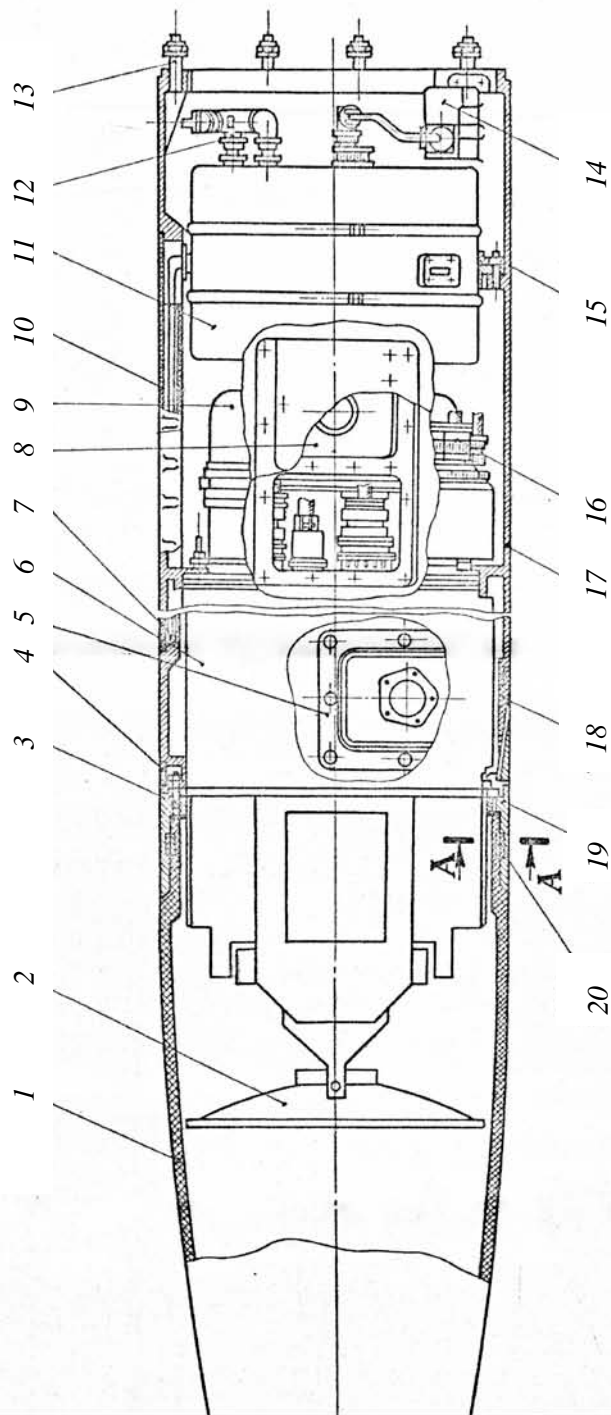


Рис. 10. Отсек №1:

1 – радиопрозрачный обтекатель; 2 – антенна целевого канала РГС; 3 – шпилька с гайкой и шайбой; 4 – лента стяжная; 5 – лючок для смены приборов кварцевого генератора; 6 – РГС; 7 – антенна радиовзрывателя; 8 – лючок; 9 – блок управления; 10 – радиопрозрачная вставка антенны радиовзрывателя; 11 – радиовзрыватель; 12 – электроразъем; 13 – шпилька с гайкой и шайбой; 14 – преобразователь блока питания РВ; 15 – шпилька с гайкой и шайбой; 16 – электроразъем; 17 – корпус отсека №1; 18 – антенна опорного канала РГС; 19 – штангоут обтекателя; 20 – пружинный замок

A-A

1

20

19

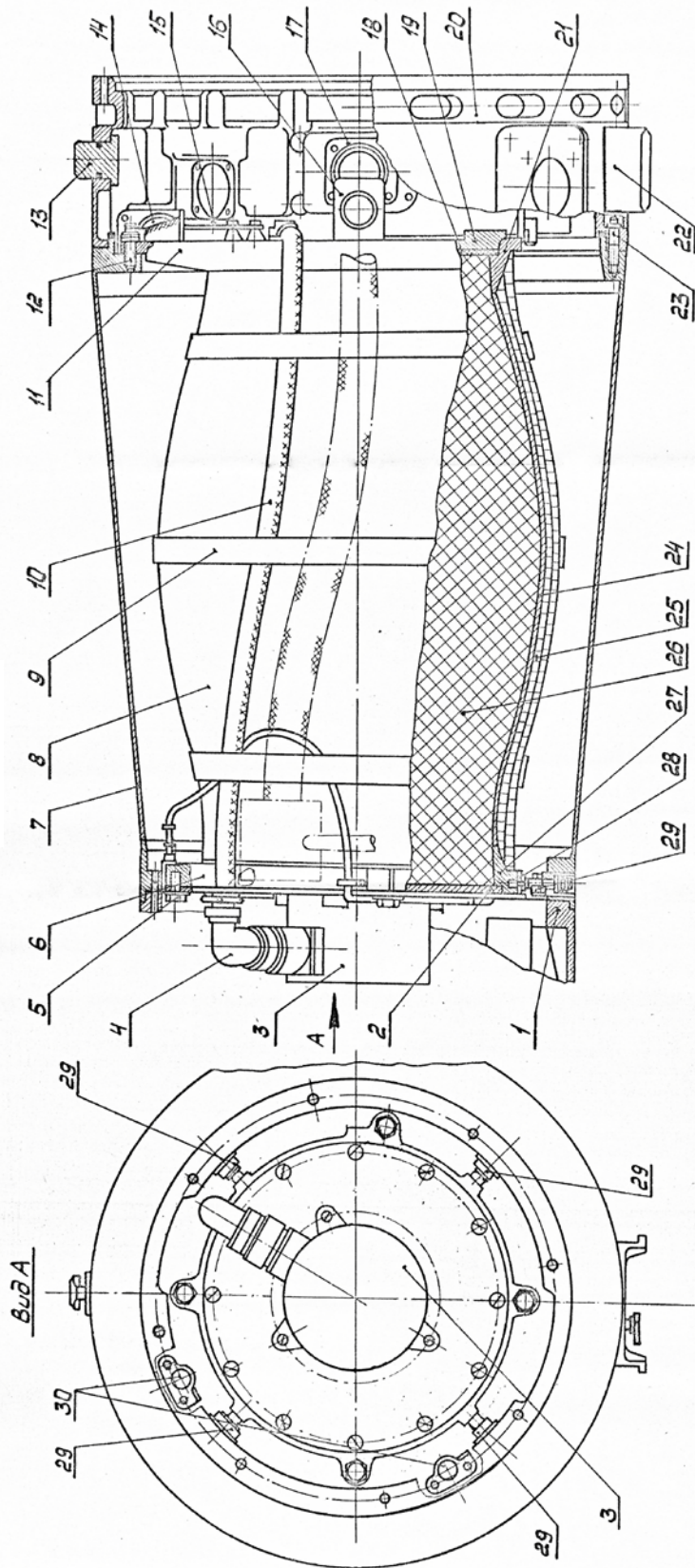


Рис. 11. Отсек №2:

1 – корпус отсека; 2 – дно боевой части; 3 – ПИМ; 4 – разъем ПИМа; 5 – болт; 6 – оболочка БЧ; 7 – корпус отсека; 8 – корпус БЧ; 9 – бандаж; 10 – электрожгут; 11 – ушко БЧ; 12 – шпилька; 13 – бугель такелажный; 14 – разъем электрожгута; 15 – кронштейн; 16 – монтажное ушко; 17 – разъем безопасности цепей ПИМ; 18 – прокладка; 19 – крышка БЧ; 20 – переходной шпангоут; 21 – тарель БЧ; 22 – бугель; 23 – шпилька; 24 – обечайка БЧ; 25 – поражающие элементы; 26 – разрывной заряд; 27 – фланец; 28 – подпятник; 29 – упорный винт; 30 – датчик СЖД

На переднем торце БЧ закреплен предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ) 3, связь которого с бортовой аппаратурой осуществляется через электрожгут 10 и электроразъем 14, закрепленные на боевой части.

Отсек №2 обеспечивает соединение первого отсека, имеющего диаметр 340 мм, с третьим отсеком с диаметром 400 мм.

Отсек № 3 (рис. 12) – двигательная установка (ДУ). На переднем днище ДУ смонтированы переходник с предохранительно-пусковым устройством (ППУ) 31, пиропатроном запуска двигательной установки 30 и сигнализатором спада давления ССД-65 29.

Механический привод ППУ переводит блокировочный ротор, расположенный в огневом канале между пиропатроном 30 и воспламенителем 6, из положения «ОТКРЫТО» в положение «ЗАКРЫТО» и обратно. Перевод ротора осуществляется автоматически при зарядке ПУ в результате воздействия контактного элемента самоходной пусковой установки (пусковой заряжающей установки) на выступающий за обвод ружеты переключатель предохранительно пускового устройства 32.

К заднему днищу ДУ посредством резьбовых шпилек с гайками и шайбами крепится хвостовой (четвертый) отсек ракеты. Подробное описание ДУ смотри в разд. 4.

Отсек № 4 (рис. 13). Корпус отсека изготовлен из магниевых сплавов и механически обработан по наружной поверхности и стыковочным местам. Конструктивно корпус отсека состоит из переднего стыковочного шпангоута, цилиндрической обшивки с приливами для установки бортового оборудования, рулевого шпангоута с гнездами для подшипников, рулей и конусной обшивки с восемью сквозными резьбовыми отверстиями для винтов фиксации соплового блока 10. На корпусе отсека закреплены разъемы электрических транзитных магистралей, отрывной разъем 11 с заслонкой защитного устройства, кран проверки рулевых приводов 5 и кран проверки турбогенераторного источника питания. Рядом с краном проверки ТГИ смонтирован выхлоп ТГИ, через который происходит истечение за борт ракеты отработанных газов с турбины ТГИ. До запуска ТГИ во втулке выхлопного патрубка установлена резиновая заглушка, которая изолирует внутреннюю полость ТГИ от атмосферы. Заглушка выбрасывается выхлопными газами при запуске ТГИ. В нижней части отсека установлен задний бугель 9.

В передней части хвостового отсека симметрично по периметру закреплены четыре клапана системы замера статического давления 13. Каждый клапан до старта ракеты закрыт металлической заглушкой с уплотнительным резиновым кольцом. При старте заглушки выталкиваются из отверстий клапанов наружу (при подаче в клапан газа через кольцевой коллектор от системы газопитания ракеты).

Центральная часть отсека занята газоводом и установленным на резьбе сопловым блоком 10 двигателя.

В кольцевом объеме между газоводом и внутренней поверхностью корпуса отсека расположены: турбогенераторный источник питания (ТГИ) 12 с блоком управления, система газопитания (газовая система) ракеты с газогенератором 3, четыре привода руля 4, отрывной разъем 11 и ответные части разъемов подкрыльевых электрических магистралей, кран проверки рулевых приводов сжатым воздухом 5, блокировочный разъем (ШБ) 15, сигнализатор абсолютного давления 1 и сигнализатор абсолютного давления 2 с кольцевыми коллекторами (газовым и воздушным) и клапанами системы замера статического давления с наружными отверстиями, которые до старта ракеты закрыты сбрасываемыми заглушками 13, а также кран проверки ТГИ.

В цапфенных подшипниковых узлах отсека закреплены четыре руля 6, которые до старта ракеты зафиксированы механическими стопорами с газовым приводом 7.

В корневой части крыльев размещены электрические магистрали, обеспечивающие электрические связи между головной частью ракеты и хвостовым отсеком в обход двигательной установки.

Кольцевая щель между срезом сопла и корпусом хвостового отсека закрыта сбрасываемой при старте ракеты заглушкой 8, установленной на герметике.

Рули 6 ракеты изготовлены из титана. Конструктивно каждый руль состоит из каркаса и приваренной к нему обшивки. Рули монтируются в подшипниках, установленных в гнездах рулевого шпангоута хвостового отсека. Уплотнение стыка между цапфой руля и корпусом отсека обеспечивается манжетой. Рулевые приводы крепятся к шпангоуту отсека, а штоки приводов через шарнирные подшипники соединены с рычагами втулок, закрепленных на цапфах рулей посредством конических болтов. На рулях в корневой части каркаса сзади цапфы имеются гнезда, а на корпусе отсека – соответствующие отверстия для штока газового стопора руля.

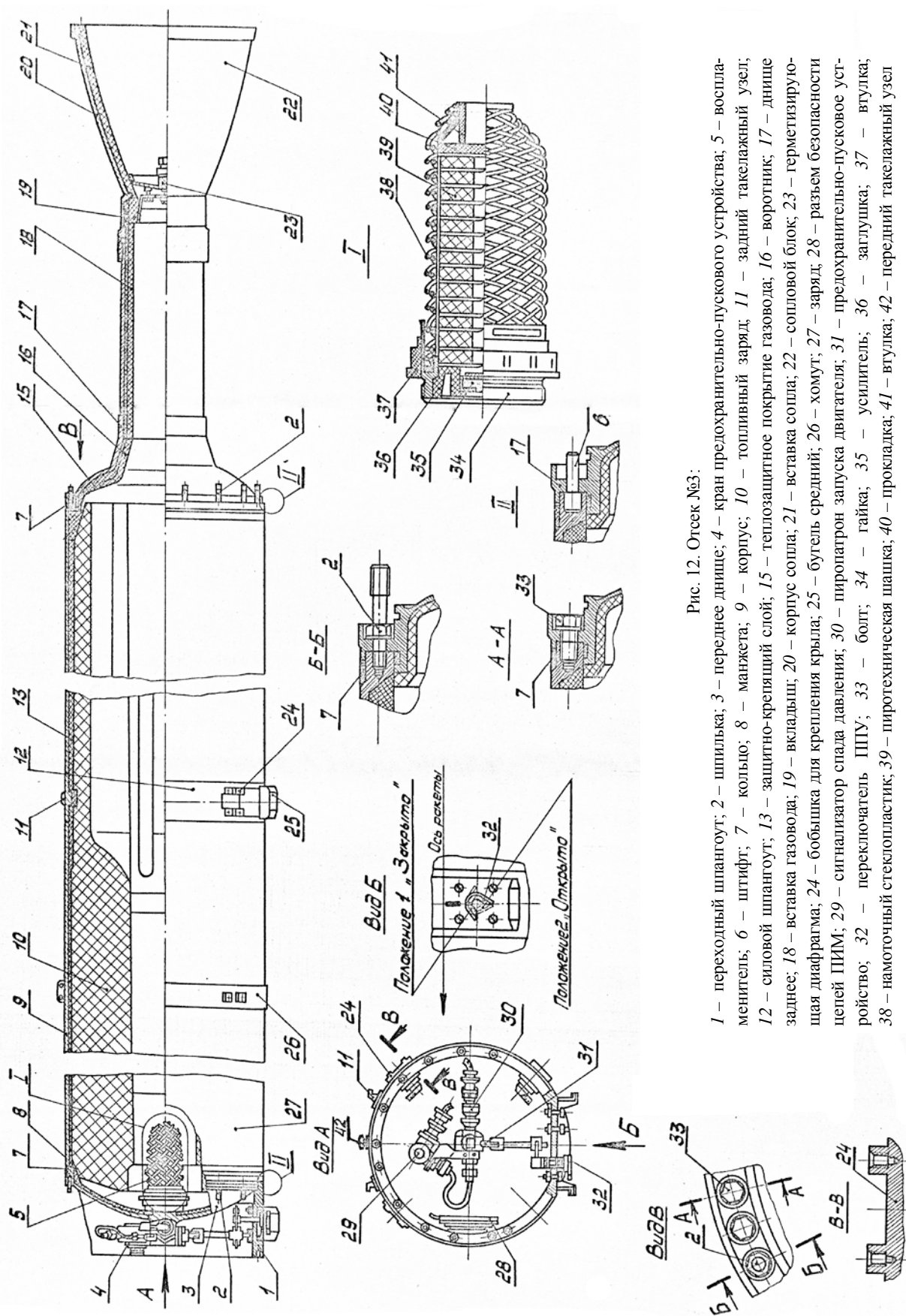


Рис. 12. Отсек №3:

1 – переходный шпангоут; 2 – шпилька; 3 – переднее днище; 4 – кран предохранительно-пускового устройства; 5 – воспламенитель; 6 – штит; 7 – кольцо; 8 – манжета; 9 – корпус; 10 – топливный заряд; 11 – задний такелажный узел; 12 – силовой шпангоут; 13 – теплозащитное покрытие газовойда; 14 – теплозащитный слой; 15 – теплозащитное покрытие газовойда; 16 – воротник; 17 – днище заднее; 18 – вставка газовойда; 19 – вкладыш; 20 – корпус сопла; 21 – вставка сопла; 22 – сопловой блок; 23 – герметизирующая диафрагма; 24 – бобышка для крепления крыла; 25 – бугель средний; 26 – хомут; 27 – заряд; 28 – разъем безопасности цепей ПИМ; 29 – сигнализатор схода давления; 30 – пиропатрон запуска двигателя; 31 – предохранительно-пусковое устройство; 32 – переключатель ППУ; 33 – болт; 34 – гайка; 35 – усилитель; 36 – заглушка; 37 – втулка; 38 – намоточный стеклопластик; 39 – пиротехническая шашка; 40 – прокладка; 41 – втулка; 42 – передний такелажный узел

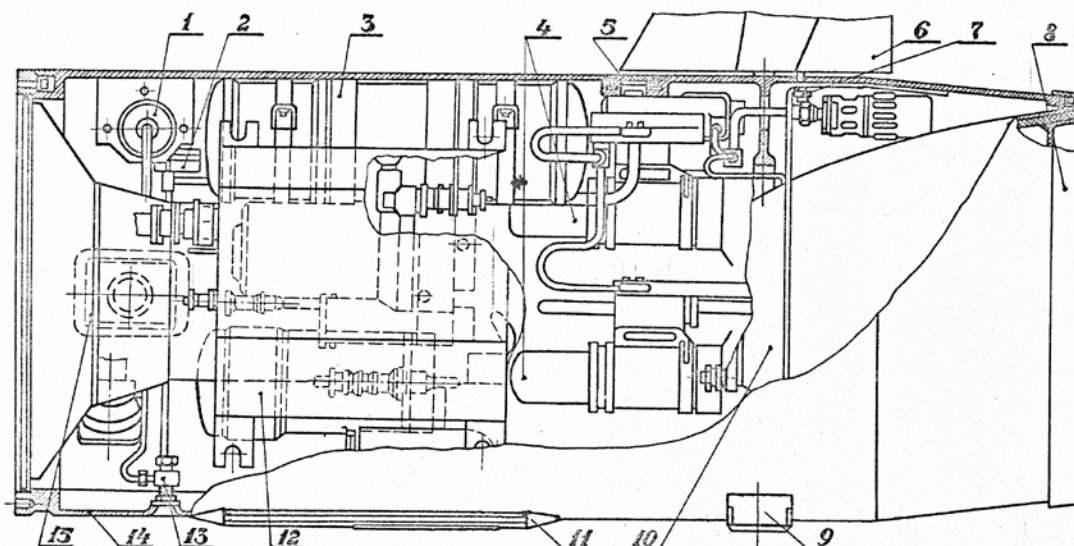


Рис. 13. Отсек №4:

1 – сигнализатор абсолютного давления контрольный; 2 – сигнализатор абсолютного давления; 3 – газогенератор системы газопитания; 4 – рулевые приводы; 5 – кран проверки рулевых приводов сжатым воздухом; 6 – руль; 7 – стопор руля; 8 – заглушка; 9 – задний бугель; 10 – сопловой блок двигателя; 11 – отрывной разъем; 12 – турбогенератор; 13 – клапан с заглушкой системы замера статического давления; 14 – корпус отсека; 15 – блокировочный разъем

Крылья ракеты представляют собой монолитные спрессованные профили из алюминиевого сплава. Они механически обработаны по передней и задней кромкам и посадочным местам. Для исключения дополнительного силового нагружения конструкции при относительных перемещениях крыльев и корпуса ракеты в полете каждое крыло крепится в четырех опорах: передней, задней и двух средних. Передняя опора крыла закреплена на отсеке №2 и обеспечивает подвижное соединение крыла с корпусом отсека. Средние опоры крыла находятся на силовом шпангоуте корпуса двигательной установки и хомуте, закрепленном на корпусе ДУ. Они обеспечивают неподвижное соединение крыла с корпусом ДУ ракеты. Задняя опора крыла закреплена на хвостовом отсеке, создавая подвижное соединение крыла с отсеком. Подробное представление о закреплении крыльев можно получить, анализируя рис. 9.

Электрические транзитные магистрали, обеспечивающие электрические связи между первым, вторым и хвостовым отсеками, проходят внутри корневой части крыльев. Каждая магистраль представляет собой герметичный экранированный электрический кабель с герметизированными штепсельными разъемами на концах для стыковки с кабельной сетью ракеты.

Герметизация ракеты обеспечивается установкой уплотнительных прокладок по стыкам отсеков, под крышкой антенн РВ и антенн опорного канала РГС, заглушкой на срезе сопла 8, заглушкой в выхлопе ТГИ, заглушкой в клапанах системы замера статического давления 13.

Радиолокационная головка самонаведения (РГС), установленная на ракете 9М38М1, полуактивная, доплеровского типа, предназначена для выработки и выдачи в автопилот команд, обеспечивающих полет ракеты по принятому методу наведения, а также для выработки и выдачи в радиовзрыватель (РВ) команд и сигналов, обеспечивающих работу РВ. Наряду с традиционной для ГСН радиоаппаратурой в РГС включены дешифратор сигналов радиокоррекции и упрощенный аналог инерциальной системы с датчиками линейных ускорений и спецвычислителем.

В состав РГС также входит один из четырех сменных приборов, позволяющих устанавливать по восемь литерных частот каждый (32 литерных частоты).

Автопилот предназначен для автоматического управления полетом ракеты в соответствии с командами управления, поступающими с РГС, а также сигналами, вырабатываемыми автопилотом с помощью чувствительных элементов, и стабилизирует полет ракеты по крену, курсу и тангажу.

Радиовзрыватель (неконтактный, импульсный, активный) предназначен для выдачи в предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ) следующих команд:

- «СРАБАТЫВАНИЕ» (выдается для подрыва боевой части ракеты при нормальном самонаведении на цель);
- «САМОЛИКВИДАЦИЯ» (выдается для подрыва боевой части и ликвидации ракеты в случае промаха или срыва самонаведения и отсутствия перезахвата на траектории в течение (3 ± 1) с при наличии команды «ДАЛЬНЕЕ ВЗВЕДЕНИЕ» (+27 В).

Предохранительно-исполнительный механизм обеспечивает подрыв боевой части ракеты при получении соответствующих команд от радиовзрывателя или системы контактных датчиков, а также безопасность обращения с ракетой в условиях боевой работы и эксплуатации.

Система газопитания (газовая система) ракеты предназначена для выработки рабочего тела (горячего газа), обеспечивающего работу рулевых приводов, разарретирование (расстопорение) рулей и сброс заглушек системы замера статического давления.

Система замера статического давления служит для изменения коэффициентов каналов автопилота на высотах $(12000 \div 15000)$ м и с 17000 м и выше и параметров стационарного фильтра РГС (на высотах с 17000 м и выше).

Питание бортовой аппаратуры ракеты электроэнергией в процессе пускового цикла и в полете осуществляется от бортового турбогенераторного источника питания.

Двигательная установка представляет собой однокамерный двухрежимный ракетный двигатель с зарядом из твердого топлива и предназначена для создания необходимой реактивной тяги.

Наведение ракеты на цель начинается с азимутального разворота направляющих ПУ в направлении цели. Поскольку в комплексе принят комбинированный метод наведения ракеты – инерциальное наведение с радиокоррекцией на начальном участке наведения и полуактивное самонаведение на конечном участке траектории, то после старта примерно в течение 24 с ракета управляется автономно. Управление обеспечивается введением в ГСН так называемого «псевдокинематического звена», по сути – упрощенной инерциальной системы управления. Для эффективного наведения ЗРК на маневрирующие цели на этом участке используется радиокоррекция траектории.

Подсвет цели, необходимый для полуактивного самонаведения ракеты, производится наземным передатчиком СВЧ.

Самонаведение ракеты на цель может осуществляться либо по сигналу, отраженному от цели, либо по активной шумовой помехе, создаваемой целью.

Захват РГС отраженного от цели сигнала (или активной шумовой помехи) производится после схода ракеты с пусковой установки в процессе ее полета – в режиме «ЗВ» («ЗАХВАТ В ВОЗДУХЕ»).

При стрельбе в режиме «ЗВ» управление ракетой и выработка углового и доплеровского целеуказания РГС до захвата цели производятся бортовым вычислителем, с использованием либо без использования радиолинии коррекции (РЛК). Режим радиокоррекции не применяется при пуске третьей ракеты залпа и при стрельбе с ПЗУ.

В режиме «ЗВ» без использования РЛК команда разрешения на захват РГС выдается на второй секунде полета при наличии команды «БЛИЖНЯЯ ЗОНА» («БЛЗ») или на четвертой секунде при отсутствии команды «БЛЗ». Этот режим является единственным при стрельбе с ПЗУ.

Режим «ЗВ» с использованием РЛК позволяет уточнить начальное целеуказание и повысить вероятность захвата цели, совершающей маневр, существенно увеличить длительность полета ракеты до захвата РГС сигнала от цели, что в свою очередь, позволяет увеличить дальнюю границу зоны возможного применения ракеты.

Вопросы для самоконтроля

1. Почему конструктор выбрал аэродинамическую схему «утка»?
2. Почему конструктор выбрал Х-образную схему расположения крыльев и рулей?
3. Почему ракета выполнена разнокалиберной?
4. Зачем необходимо менять приборы кварцевого генератора?
5. Какие функции выполняет переключатель ППУ?
6. Почему стыковочный шпангоут первого отсека выполнен из титанового сплава, а корпус из магниевого?
7. Почему корпус второго отсека выполнен из алюминиевого сплава, а стыковочный шпангоут из магниевого?
8. Почему рули выполнены из титана, а крылья из алюминиевого сплава?
9. Почему необходимо обеспечивать подвижное соединение крыла с корпусами второго и четвертого отсеков с помощью передней и задней опор?
10. Чем объясняется выбор формы крыла в плане и поперечном сечении?
11. Нарисуйте эскиз заделки руля.
12. Как осуществляется разарретирование рулей?

2.3. Краткие сведения о методе наведения ракеты

Наведение ракеты 9М38М1 на цель после захвата цели радиолокационной головкой самонаведения производится по методу пропорциональной навигации (рис. 14). Сущность метода заключается в том, что полет ракеты в точку встречи с целью на участке самонаведения происходит по траектории, в каждой точке которой угловая скорость поворота вектора скорости ракеты пропорциональна угловой скорости поворота линии "ракета-цель" (линии визирования цели антенной РГС).

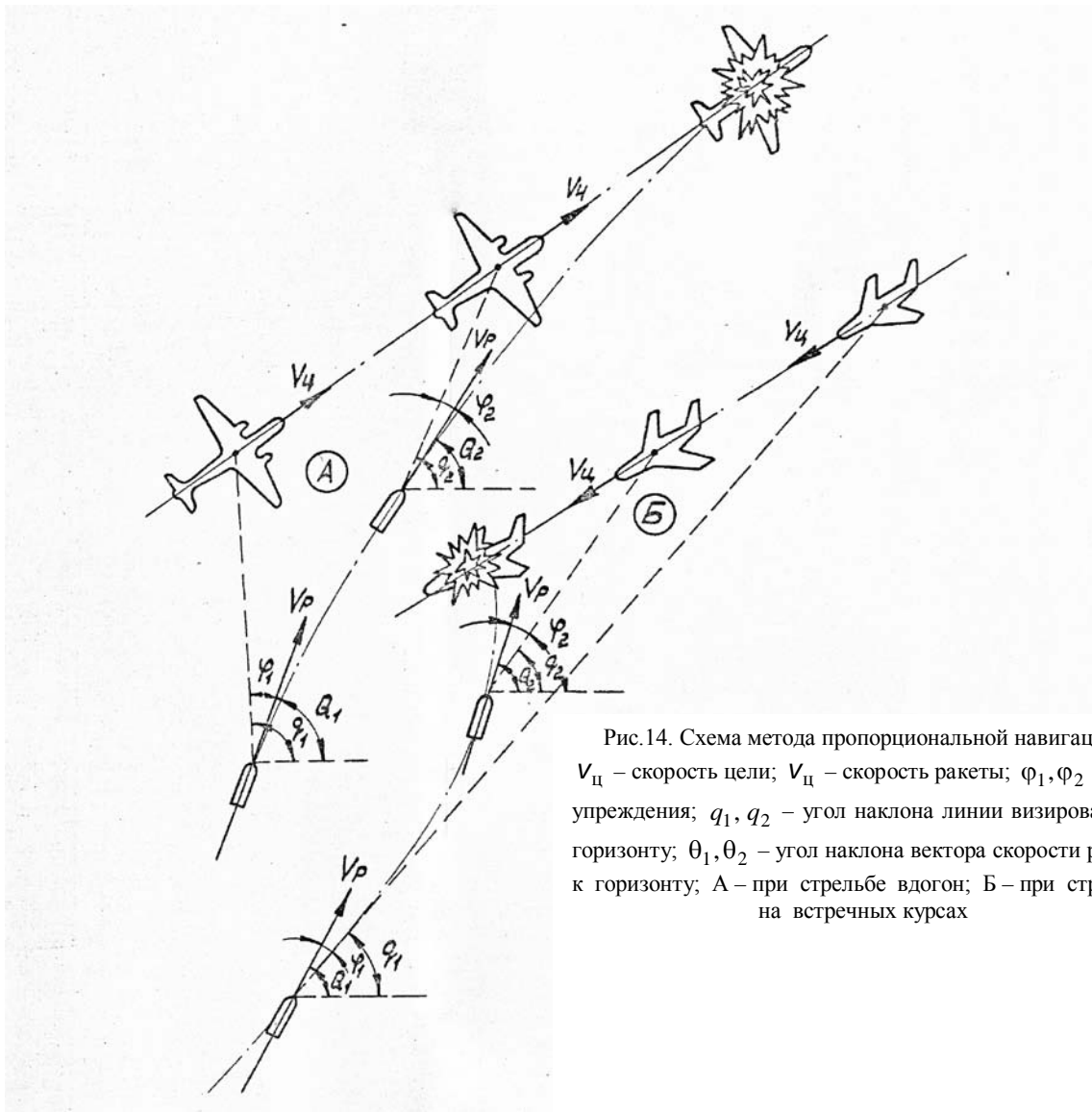


Рис. 14. Схема метода пропорциональной навигации:
 $V_{ц}$ – скорость цели; $V_{п}$ – скорость ракеты; φ_1, φ_2 – угол упреждения; q_1, q_2 – угол наклона линии визирования к горизонту; θ_1, θ_2 – угол наклона вектора скорости ракеты к горизонту; А – при стрельбе вдогон; Б – при стрельбе на встречных курсах

Принцип метода пропорциональной навигации, например, в вертикальной плоскости может быть выражен уравнением

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{dq}{dt} f(\dot{D}, n_x, \varphi),$$

где θ – угол наклона вектора скорости ракеты к горизонту; q – угол наклона линии "ракета-цель" к горизонту; n_x – продольная перегрузка ракеты; φ – угол поворота оптической оси головной антенны РГС относительно продольной оси ракеты (угол упреждения); \dot{D} – скорость сближения ракеты с целью.

На основании данных о характеристиках цели и ракеты, выдаваемых радиолокационными средствами ЗРК и аппаратурой стартовой автоматики, определяется упрежденная точка встречи ракеты с целью, в которую производится наведение пусковой направляющей с ракетой.

Антенна РГС до захвата цели радиолокационной головкой самонаведения при нахождении ракеты на пусковой установке наводится на цель данными целеуказания, поступающими с цифровой вычислительной системы ЗРК через отрывной разъем ракеты.

На начальном участке полета ракеты данные начального целеуказания непрерывно изменяются в соответствии с решениями уравнений движения ракеты в бортовом вычислителе РГС, вырабатывающем сигнал управления ракетой и положением антенны РГС, в пространстве до перехода ракеты на самонаведение. После захвата РГС сигнала цели ракета переходит в режим сопровождения.

В соответствии с принятым методом наведения РГС формирует и выдает в автопилот управляющие сигналы по каналам азимута и наклона в соответствии с уравнениями

$$PKA = \left[\frac{K_H \dot{D} \dot{q}_A}{q \cos \varphi_A} + K_x \varphi_A n_x + \Delta n_g \right] Y_\phi;$$

$$PKH = \left[\frac{K_H \dot{D} \dot{q}_H}{q \cos \varphi_H} + K_x \varphi_H n_x + \Delta n_g \right] Y_\phi;$$

где «РКА», «РКН» – команды управления на выходе РГС по каналу азимута (наклона); K_H – навигационный коэффициент; K_x – коэффициент передачи по цепи компенсации n_x ; n_x – продольная перегрузка ракеты; \dot{D} – доплеровская скорость сближения или ее оценка; q_A (q_H) – значение угловой скорости вращения линии визирования "ракета-цель", измеренное РГС или ее оценка в канале азимута (наклона); φ_A (φ_H) – значение угла пеленга по азимуту (наклону); Δn_g – постоянная составляющая компенсация силы тяжести; Y_ϕ – корректирующий фильтр в узле связи РГС.

Аппаратурная реализация принятого метода наведения и функционирования бортовой аппаратуры ракеты в различных режимах работы изложена в разд. 4 и 9.

Вопросы для самоконтроля

1. Перечислите основные части ракеты.
2. В каких условиях может эксплуатироваться ЗРК «Бук»?
3. Какими техническими решениями обеспечивается заданное положение центра масс ракеты на всех участках траектории?
4. Что размещается в корпусе отсека №1?
5. Почему на корпусе первого отсека смонтированы четыре антенны радиовзрывателя и две антенны опорного канала?
6. Как обеспечивается возможность установки БЧ в последнюю очередь при сборке ракеты?
7. Каким образом обеспечивается компенсация относительных перемещений боевой части и корпуса второго отсека, возникающих в полете при повышении температуры корпуса отсека, и исключение дополнительного силового нагружения конструкции ракеты?
8. Каким образом ракета закрепляется на направляющих СОУ?
9. Каково назначение предохранительно-пускового устройства (ППУ)?
10. Когда снимается предохранение в огневой цепи запуска ДУ?
11. Почему в ДУ используется сопло значительной длины?
12. Перечислите оборудование, расположенное в кольцевом объеме между газоводом и внутренней поверхностью корпуса четвертого отсека.
13. Каким образом закрепляются рули ракеты до старта?
14. Как стопорятся рули и когда происходит их расстопорение?
15. Каково назначение РГС?
16. Каков тип РГС, установленной на ракете?
17. Что такое литерная частота?
18. Когда и как приборы с литерной частотой устанавливаются на ракету?
19. Каково назначение автопилота?
20. Какие функции выполняет радиовзрыватель?
21. Какие функции выполняет ПИМ?
22. С какой целью в ракете используется система газопитания?
23. Каким целям служит система замера статического давления?

24. Зачем нужно изменять коэффициенты каналов автопилота в зависимости от высоты полета ракеты?
25. В чем смысл полуактивного наведения ракеты на цель?
26. Когда производится захват отраженного от цели сигнала РГС?
27. Как осуществляется управление ракетой до захвата цели?
28. Почему начальный участок траектории называется участком «псевдоинерциального» управления?
29. Когда и с какой целью используется радиолиния коррекции?
30. В течение какого времени и по каким командам включается в работу РГС?
31. Какой режим работы системы управления ракетой используется при стрельбе с ПЗУ?
32. Какой метод наведения ракеты используется после захвата цели РГС?
33. В чем суть используемого метода наведения?
34. Какие исходные данные передаются на борт ракеты радиолокационными средствами ЗРК и аппаратурой стартовой автоматики до старта ракеты?
35. Как осуществляется работа РГС при нахождении ракеты на пусковой установке?
36. Какие функции выполняет бортовой вычислитель РГС?
37. Как управляется ракета на начальном участке полета?
38. Объясните суть уравнения метода наведения ракеты.
39. Укажите путь формирования команд управления «РКА», «РКН» на схеме функционирования РГС.
40. Куда передаются команды управления на выходе РГС?

3. ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА РАКЕТЫ

3.1. Назначение, состав и устройство двигательной установки

Двигательная установка (см. рис. 12) обеспечивает полет ракеты с заданной скоростью и представляет собой однокамерный двухрежимный твердотопливный двигатель.

Основные технические характеристики ДУ

Масса снаряженной ДУ, кг.....	433 ± 5,6
Масса топлива, кг.....	339,4 ± 3,6
Время выхода ДУ на режим, с.....	не более 0,1с
Время работы ДУ, с.....	19,35 ± 3,65
Диаметр критического сечения сопла, мм.....	95

Двигательная установка состоит из стального корпуса 9, трубчато-щелевого заряда 10, воспламенителя 5, переднего днища 3, заднего днища 17 и соплового блока 22. Заряд прочно скрепляется с корпусом защитно-крепящим слоем 13. Корпус 9 двигателя сварной конструкции изготовлен из коррозионностойкой стали, переднее и заднее днища, корпус соплового блока и хомут 26 – из титанового сплава. Крепление днищ к корпусу осуществляется болтами 33, а стыковка двигателя со смежными отсеками – с помощью шпилек 2 и гаек с шайбами. Для ориентации отсеков, а также переднего и заднего днищ относительно корпуса установлены штифты 6 и 14.

На переднем днище двигателя установлены кран предохранительно-пускового устройства 4, пиропатрон запуска двигателя 30, воспламенитель 5 и сигнализатор спада давления (ССД) 29. На силовом шпангоуте имеются бобышки 24 для крепления крыльев, закреплены средний бугель 25 и задний такелажный узел 11. На хомуте 26 имеются дополнительные узлы крепления крыльев.

Пиропатрон запуска двигателя имеет предварительное взведение по огневой цепи для исключения возможности случайного срабатывания. Огневая цепь боевого пирозапала пиропатрона в исходном состоянии перекрыта заслонкой, открывающей доступ к огневому каналу только после срабатывания пирозапала взведения.

Огневой канал между пиропатроном 30 и воспламенителем 5 в кране предохранительно-пускового устройства 4 предназначен для исключения возможности случайного запуска двигателя в исходном состоянии и перекрывается заслонкой предохранительно-пускового устройства (ППУ). ППУ из положения «ППУ ЗАКР» в положение «ППУ ОТКР» переводится автоматически переключателем при установке ракеты на СОУ или ПЗУ (см. вид Б).

Сигнализатор спада давления 29 предназначен для выдачи в предохранительно-исполнительный механизм сигнала «МАРШЕВЫЙ РЕЖИМ» (+ В ПТШ «МР») для снятия второй ступени предохранения ПИМа.

Двухрежимность работы двигателя (большая тяга на стартовом режиме и меньшая тяга на маршевом режиме) достигается профилированием заряда твердого топлива двигателя. Трубочато-щелевой топливный заряд 1 имеет свободные торцы и заднее расположение щелевой части для обеспечения требований по перемещению центра масс двигателя в процессе его работы.

Внутренняя поверхность корпуса защищена теплозащитным покрытием (ТЗП). Для снижения веса двигательной установки на наружной поверхности корпуса в районе фланцев имеются проточки, в которые вставлены стеклопластиковые кольца 7.

Переднее днище 3 представляет собой торосферическую обечайку с наружным фланцем и центральным отверстием для установки крана ППУ 4. На фланце днища имеются посадочные пояса с канавками для герметизирующих резиновых колец, отверстие под штифт угловой ориентации днища и второго отсека и 67 отверстий (50 под болты и 17 под шпильки).

Кран предохранительно-пускового устройства имеет резьбовое гнездо для установки пиропатрона 30 и штуцер подвода газа к сигнализатору спада давления 29. Внутренняя поверхность переднего днища защищена ТЗП.

Сопловой блок 22 с задним днищем служит для преобразования энергии продуктов сгорания топлива в кинетическую энергию истекающего потока газа. Конструктивное решение формы заднего днища 17 позволяет разместить агрегаты ракеты в хвостовом отсеке. Крепление хвостового отсека к двигателю производится на 17 резьбовых шпильках.

На внутреннюю поверхность заднего днища нанесено ТЗП для защиты сферической и цилиндрической обечаек от теплового воздействия продуктов сгорания топлива. Для предотвращения эрозионного уноса ТЗП вход в цилиндрическую часть газоведа защищен клееным воротником 16 из углепластика. Внутренняя поверхность цилиндрической части заднего днища защищена от теплового и эрозионного воздействия потока горячего газа вставкой 18 из углепластика.

Сопловой блок двигателя состоит из корпуса сопла 20, вставки сопла 21, вкладыша 19 и герметизирующей диафрагмы 23 (заглушки). Сопловой блок крепится к заднему днищу с помощью резьбового соединения.

Для предотвращения самопроизвольного отворачивания сопловой блок контрится к корпусу хвостового отсека с помощью восьми винтов, ввернутых в резьбовые отверстия на корпусе отсека. Между корпусом сопла и корпусом отсека имеется кольцевая щель, предназначенная для выхода отработанных газов из системы газопитания ракеты и закрытая в исходном состоянии сбрасываемой при старте ракеты заглушкой.

Вкладыш 19 защищает цилиндрическую часть сопла от перегрева. Расширяющаяся часть сопла образована вставкой сопла 21, установленной на клею.

Для обеспечения герметизации двигателя служит диафрагма 23, изготовленная из алюминиевого сплава и установленная с двумя герметизирующими резиновыми кольцами на винтах.

Воспламенитель (вид I) служит для создания первоначального давления в камере сгорания и воспламенения заряда. Воспламенитель крепится на переднем днище двигателя с помощью резьбового соединения.

Пиропатрон 30 предназначен для воспламенения состава воспламенителя. Стыковка электрических цепей пиропатрона осуществляется с помощью штепсельного разъема и электрического кабеля. Безопасность в служебном обращении с пиропатроном и взведение пиропатрона по огневой цепи при подаче импульса электрического тока обеспечиваются предохранительно-взводящим механизмом, расположенным в пиропатроне. Пиропатрон взводится в боевое положение пирозапалом взведения, а срабатывает от боевого пирозапала. Пирозапалы представляют собой электровоспламенители с двумя независимыми мостиками накаливания. В пиропатроне предусмотрены меры для исключения срабатывания боевого заряда пиропатрона от газов пирозапала взведения, а также при случайном срабатывании боевого пирозапала при невзведенном пиропатроне.

3.2. Работа двигателя

Запуск двигателя осуществляется пиропатроном, поджигающим пиротехнический состав воспламенителя в открытом положении переключателя ППУ («ППУ ОТКР»).

По команде «+27 В ВДУ» («ВЗВЕДЕНИЕ ПИРОПАТРОНА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ»), выдаваемой на борт ракеты с аппаратуры стартовой автоматики, в пиропатроне срабатывают пирозапал взведения и пиротехнический предохранитель, освобождая заслонку огневого канала. Заслонка под действием пружины перемещается до упора, открывая огневую цепь боевого пирозапала и разрывая в конце своего движения сигнальные перемычки. Разрыв сигнальных перемычек служит для аппаратуры стартовой автоматики сигналом о взведении пиропатрона. Срабатывание боевого пирозапала в пиропатроне происходит по команде «+27 В ЗДУ» («ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ»), которая формируется аппаратурой стартовой автоматики и выдается на ракету после взведения пиропатрона.

При спаде давления в двигателе до 6,5 МПа срабатывает сигнализатор спада давления, замыкая свои контакты. Через замкнувшиеся контакты сигнализатора в ПИМ выдается сигнал «+27 В ПТШ МР» («МАРШЕВЫЙ РЕЖИМ») в виде напряжения +27 В.

Горение топлива происходит по каналу, щелям и торцам топливного заряда.

Вопросы для самоконтроля

1. Как снаряжается РДТТ ракеты?
2. Почему цилиндрическая часть корпуса двигателя изготовлена из стали, а остальные детали – из титанового сплава?
3. Какую функцию выполняет кран ППУ, установленный на переднем днище двигателя?
4. Какую функцию выполняет ССД?
5. Почему крылья крепятся к корпусу ДУ хомутами?
6. Как обеспечивается двухрежимность двигателя?
7. Как обеспечивается теплозащита корпуса РДТТ?
8. Какие функции выполняет диафрагма, установленная в сопле двигателя?
9. Назовите необходимые и достаточные условия воспламенения заряда в двигателе.
10. Из каких соображений выбирается диаметр канала заряда?
11. Оцените величину давления в камере двигателя в стартовом режиме.
12. Как выглядит эскиз пиропатрона?
13. Как выглядит эскиз пирозапала?
14. Нарисуйте схему огневой цепи пирозапала.

4. АППАРАТУРА УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТОЙ

4.1. Радиолокационная головка самонаведения

Радиолокационная головка самонаведения (РГС), установленная в ракете, предназначена для выработки и выдачи в автопилот команд управления ракетой, а также для обеспечения работы радиовзрывателя.

Конструктивно РГС состоит из блока автоматики, отсека (блок СВЧ) с электронной аппаратурой, опорной антенны и антенного обтекателя.

Блок автоматики представляет собой функционально законченный прибор, состоящий из координатора и электронных узлов угловой автоматики.

Отсек с электронной аппаратурой представляет собой сборное шасси, на котором размещается один из четырех сменных приборов на восемь литерных частот каждый и крепится опорная антенна. По внешнему виду приборы различаются только шифром, выгравированным на табличке передней панели с номерами литеров.

Первичными источниками питания РГС являются постоянное напряжение ($27 \pm 2,7$) В и трехфазное переменное напряжение, среднеквадратическое значение которого (220 ± 11) В, частотой (400 ± 20) Гц. Время готовности РГС с момента подачи питающих напряжений по команде «ЦЕЛЬ» не более 14 с.

Необходимый при полуактивном методе радиолокации подсвет цели производится передатчиком, расположенным на станции подсвета и наведения.

В качестве гетеродинирующего опорного сигнала используется сигнал подсвета цели, излучаемый боковыми лепестками радиолокационной станции подсвета и принимаемый опорным приемником РГС. Метод пеленгации моноимпульсный, осуществляемый трехканальной антенной.

Перед пуском ракеты в РГС вводятся начальные данные целеуказания: наведение по углам скорости сближения (частота Доплера), угловой скорости вращения линии визирования и дальности в виде последовательного цифрового кода с цифровой вычислительной системы (ЦВС), так как в радиолинии коррекции (РЛК) и бортовом вычислителе принят цифровой способ передачи информации.

После захвата сигнала цели в воздухе РГС формирует команды управления из измеренных значений угловой скорости линии визирования и скорости сближения ракеты с целью.

Для повышения вероятности захвата сигнала цели, совершающей маневр, предусмотрена возможность передачи по РЛК поправок целеуказания в РГС. По РЛК на несущей частоте сигнала подсвета возможна также передача на РГС команд о характеристиках цели. В режиме захвата цели на траектории после схода ракеты данные начального целеуказания непрерывно изменяются в соответствии с решениями уравнений движения ракеты в бортовом вычислителе.

Устройство и принцип действия РГС рассмотрим по функциональной схеме (рис. 15), на которой показаны каналы с входящими в них блоками:

- приемного (формируемый из головной антенны, смесителя, приемника, анализатора сигнала, перестраиваемого гетеродина и встроенных корпусных антенн);
- углового сопровождения (формируемый из головной антенны и блока селекции);
- бортового вычислителя и формирователя радиоконанд;
- радиокоррекции;
- электропитания.

Приемный канал. Основное назначение:

- прием отраженных от цели высокочастотных сигналов, смещенных по частоте на величину доплеровского сдвига относительно частоты передатчика станции подсвета, и преобразование этих сигналов в сигналы промежуточной частоты с последующим узкополосным усилением;
- прием, преобразование и усиление прямого сигнала передатчика станции подсвета для использования его в качестве опорного сигнала для выделения сигнала доплеровской частоты и выделения и обработки частотно-модулированного сигнала;
- поиск и захват сигнала цели по доплеровской частоте и слежение за ее изменением, т.е. за изменением скорости сближения ракеты с целью;
- выдача напряжения сигнала ошибки в канал углового сопровождения;
- распознавание сигнала источника шумовой помехи самоприкрытия и выдача команды «Постановка помех» («ПП1»);
- выдача команды «ЗАХВАТ ПО ЧАСТОТЕ» («ЗЧ») при захвате цели.

Отраженный от цели сигнал, имеющий доплеровский сдвиг по частоте относительно частоты передатчика станции подсвета, принимается головной антенной, имеющей три канала по входу: суммарный и два разностных (азимутальный и угломестный).

Для осуществления автоматического сопровождения цели по направлению сигналы разностных каналов подвергаются синусно-косинусной модуляции в модуляторе и затем складываются с сигналом суммарного канала. Результирующий сигнал имеет амплитудную модуляцию, частота сканирования, глубина и фаза которой определяются величиной и направлением отклонения цели от оптической оси антенны (равносигнального направления). На выходе модулятора сигнал делится пополам целевым мостом на два противофазных (в смысле огибающей) сигнала.

Опорный сигнал принимается встроенными корпусными антеннами, имеющими широкую диаграмму направленности и обеспечивающими за счет этого прием при всех возможных эволюциях ракеты.

Противофазные сигналы из модулятора и опорный сигнал из опорной антенны поступают на смеситель блока СВЧ, где осуществляется первое преобразование и предварительное усиление на промежуточной частоте в соответствующих усилителях. Гетеродинирующим сигналом для смесителя является сигнал кварцевого генератора, многократно умноженный в приборе «Умножитель частоты», усиленный и разделенный на два сигнала для головных и один для опорного каналов.

Кварцевый генератор – это сменный прибор на восемь литерных частот. Таких приборов четыре, т.е. изделие может работать на 32 литерных частотах. Переключение литеров – электронное (в пределах конкретно установленного кварцевого генератора). Для стабильности работы кварцевый генератор термостатирован, усилитель термостата размещается в «Умножителе частоты». Блок СВЧ имеет автономный источник питания.

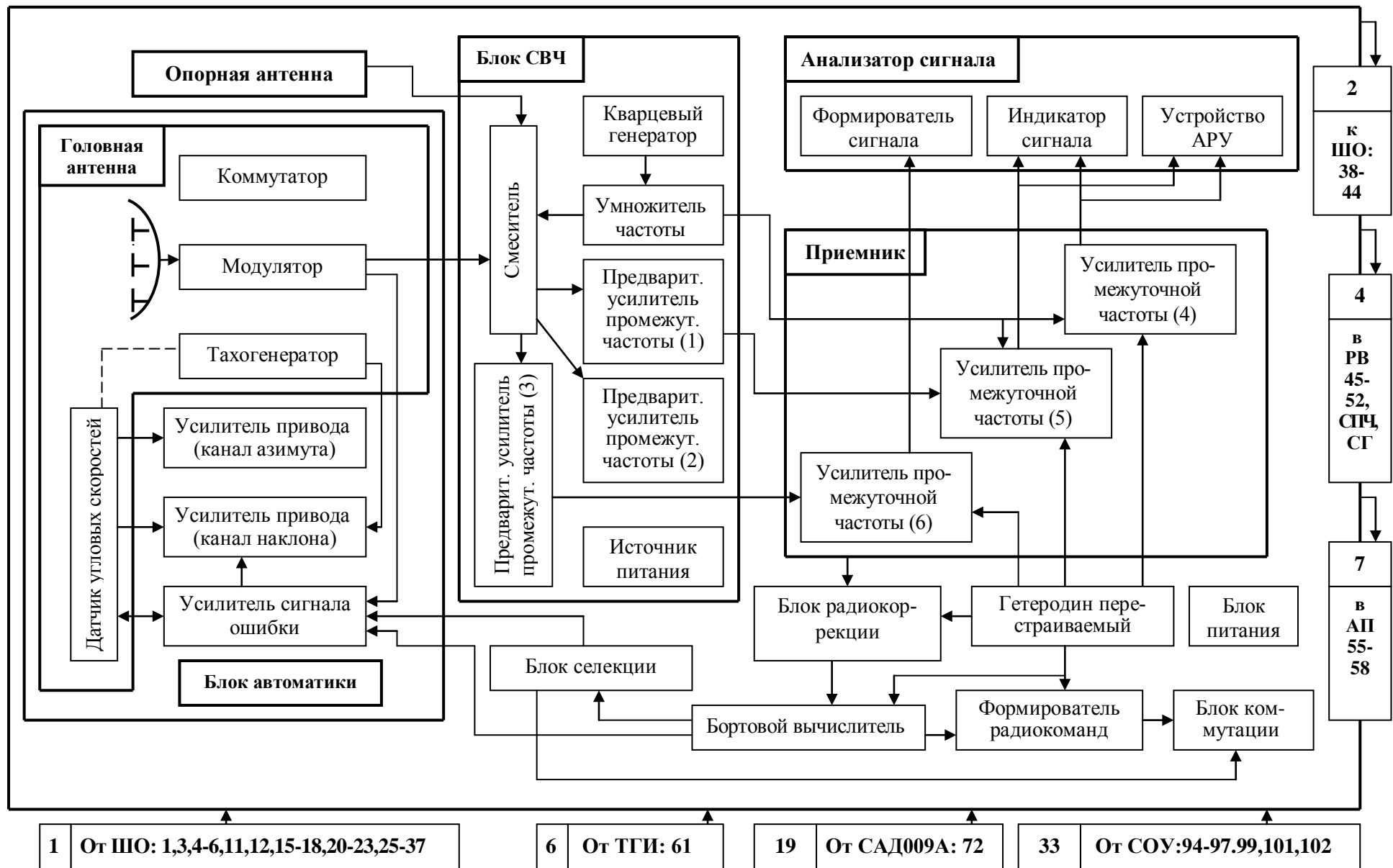


Рис. 15. Схема РГС (пронумерованный перечень команд и сигналов см. табл. 4)

Сигналы с предварительных усилителей промежуточной частоты головных каналов (1, 2) подаются на входы усилителей промежуточной частоты (4, 5) двухканального приемного устройства («Приемника»). Оба канала приемника одинаковы до выходного каскада (частотного дискриминатора).

Сигналы головных каналов смешиваются с опорным сигналом, усиливаются и преобразуются в усилителях (4, 5) промежуточной частоты приемника. Гетеродинирующим при этом является сигнал, поступающий с кварцевого генератора перестраиваемого гетеродина.

Опорный сигнал с выхода предварительного усилителя 3 промежуточной частоты поступает на усилитель 6 приемника, где он усиливается, преобразуется и снова усиливается. Гетеродинирующим для преобразования опорного сигнала является сигнал частоты 1,55 МГц, поступающий с кварцевого генератора перестраиваемого гетеродина, плюс частота, обязанная эффекту Доплера.

Усиленные и протестированные в приемнике сигналы головных и опорного каналов в двоичном коде поступают на блок радиокоррекции. Одновременно сигналы головных каналов, преобразованные до частоты 250 кГц, подаются на выход РГС для контроля ее работы, а также на схему индикатора сигнала в блоке «Анализатора сигнала». Эти же сигналы с частотой 250 кГц, протестированные в блоках 4, 5 приемника, поступают в «Устройство АРУ» для работы схемы АРУ и формирования сигнала ошибки для канала углового сопровождения.

Для работы схемы слежения за частотой Доплера в гетеродин перестраиваемый подается напряжение с усилителя 4 промежуточной частоты приемника.

Захват сигнала цели по частоте производится в двухканальном автомате захвата (анализатор сигнала). Принцип действия автомата основан на замере длительности периода сигнала и подсчете числа периодов определенной длительности в течение анализа. Преобразованный в положительные импульсы сигнал из приемника поступает на автомат захвата, на выходе которого формируются сигналы команд. При появлении команд замыкается кольцо слежения за частотой Доплера в блоке перестраиваемого гетеродина, частота которого предварительно выведена в диапазон частоты Доплера предполагаемой цели. Перестраиваемый гетеродин наводится на частоту Доплера предполагаемой цели напряжением, поступающим с бортового вычислителя. Сигнал ошибки для канала углового сопровождения формируется в приборе «Устройство АРУ», где сигналы цели с двух каналов головного приемника нормируются и затем складываются.

При отсутствии захвата сигнала цели в полете наведение по частоте перестраиваемого гетеродина на сигнал цели может корректироваться.

Перестраиваемый гетеродин выдает напряжение, пропорциональное доплеровской частоте, во внешние цепи и бортовой вычислитель и формирователь радиокоманд.

Канал углового сопровождения. Основное назначение:

- автоматическое сопровождение цели по направлению и формирование сигнала, пропорционального угловой скорости визирования;
- стабилизация антенны в пространстве при колебаниях корпуса ракеты;
- отработка сигналов целеуказания при наведении антенны РГС на пусковой установке, а также сигналов углового положения антенны, выработанных бортовым вычислителем в полете с захватом на траектории;
- выбор и принудительное сопровождение по направлению одной цели из нескольких в случае групповой или мерцающей цели.

При наличии углового рассогласования между оптической осью антенны и линией визирования сигнал, отраженный от цели и принятый разностными диаграммами головной антенны, проходит через электромеханический модулятор, где подвергается модуляции по амплитуде частотой сканирования, причем сигналы каналов азимута и наклона модулируются по закону \sin и \cos соответственно и складываются с сигналом суммарной диаграммы. Далее сигнал делится щелевым мостом на два канала. На выходе моста получаются два сигнала, модулированные противофазными сигналами ошибок. Полученные сигналы усиливаются приемником и детектируются амплитудными детекторами. Далее производится вычитание сигналов, и полученный сигнал ошибки поступает в усилитель сигнала ошибки, где после соответствующего усиления разлагается с помощью фазовых детекторов на две составляющие: канала азимута и канала наклона.

Схемное построение обоих каналов идентично, поэтому рассмотрим работу только канала углового сопровождения. В канал углового сопровождения входит автономный контур стабилизации антенны, включающий в себя усилители приводов каналов азимута и наклона.

Сигнал с датчика угла ДУСа (с устройством датчика можно ознакомиться по пособию [2]) поступает в усилитель сигнала ошибки, где усиливается, и на его основе формируется ток обратной связи в моментном датчике ДУСа, пропорциональный измеряемой угловой скорости системы по соответ-

вующей оси. Кроме того, сигнал с ДУСа поступает на вход усилителей приводов каналов азимута и наклона, где происходит суммирование сигналов наведения и сигналов с тахогенератора.

Сигнал обратной связи с тахогенератора используется в контуре стабилизации антенны для стабилизации скоростных характеристик силового привода. Положение антенны определяется суммарными сигналами наведения и отработки, которые суммируются в блоке связи пусковой установки.

В случае возникновения парной ситуации (групповая цель) из блока селекции в цепь управления каналом углового сопровождения подается сигнал. При этом в усилителе сигнала ошибки обнуляется вход усилителя.

Канал бортового вычислителя и формирования радиоконанд. Бортовой вычислитель (БВ) предназначен для приема и обработки полетного задания, переданного на ракету с пусковой установки.

В режиме целеуказания при нахождении ракеты на пусковой установке БВ принимает информацию, формируемую вычислительными средствами и аппаратурой стартовой автоматики. Передаваемая информация характеризует параметры цели и условия пуска и осуществляется импульсно-последовательным кодом.

После схода ракеты с пусковой установки бортовой вычислитель производит оценку текущей дальности «ракета – цель», текущей скорости ракеты, текущих значений составляющих угловой скорости линии визирования в антенной системе координат.

Для исключения возможных сбоев, связанных с переходом питания от наземного источника к бортовому и расстыковкой отрывного разъема ракеты, запоминание всей вводимой информации осуществляется в течение 60 мс после снятия команды +2 7В «ЗАПОМНИТЬ», формируемой в необратимом пусковом цикле.

После захвата РГС сигнала цели и перехода в режим сопровождения по углам (режим самонаведения) БВ осуществляет оптимальную оценку угловой скорости линии визирования, что необходимо для управления антенной и выработки сигналов управления ракетой в формирователе радиоконанд при переходе из режима самонаведения в режим автономного управления при потере цели.

Канал радиокоррекции предназначен для приема, выделения, дешифрования и преобразования:

- сигналов поправок по дальности «ракета – цель»;
- скорости сближения «ракета – цель»;
- угловой скорости вращения линии визирования «ракета – цель» по азимуту (наклону);
- разовых команд, определяющих характеристики цели (низколетящая, групповая, баллистическая).

Первичная обработка сигналов, используемых для кодирования передаваемой информации, производится в приемнике, где опорный частотно-модулированный сигнал преобразуется в последовательность символов.

Блок радиокоррекции предназначен для вторичной обработки информации, передаваемой по линии связи «самоходная огневая установка - борт ракеты», с целью выдачи в бортовой вычислитель поправок сигналов и разовых команд, характеризующих цель (низколетящая, групповая, баллистическая).

Для считывания информации, передаваемой по линии радиокоррекции, в блок радиокоррекции поступают синхроимпульсы с бортового вычислителя.

Канал электропитания. Блок электропитания обеспечивает питание приборов и блоков РГС переменным и выпрямленным напряжением.

Первичным источником питания является трехфазное переменное напряжение, среднеквадратичное значение которого равно 220 В 400 Гц, и постоянное напряжение +27 В бортовой сети. До пуска первичное питание поступает от наземного источника питания пусковой установки. Перед сходом ракеты коммутирующее устройство переключает первичный источник питания с наземного на бортовой генератор ракеты.

В штатном режиме через 10 с после команды «ЦЕЛЬ» с РГС снимается команда « +27 В ВВ» (выключение выпрямителей), при этом с блока электропитания на блоки и приборы РГС подаются все питающие напряжения.

4.2. Автопилот

Автопилот предназначен для автоматического управления полетом ракеты в соответствии с командами, поступающими с радиолокационной головки самонаведения и радиовзрывателя, а также сигналами, вырабатываемыми чувствительными элементами автопилота.

Автопилот осуществляет:

- стабилизацию ракеты по I и II каналам управления и относительно продольной оси с момента схода ракеты с пусковой установки;
- управление ракетой по командам с радиолокационной головки самонаведения по I и II каналам;
- управление ракетой по командам с радиовзрывателя по I и II каналам;
- ограничение располагаемых перегрузок.

В состав автопилота входят блок управления и четыре рулевых привода (РП1, РП2, РП3, РП4).

Автопилот (рис. 16) представляет собой многоканальную систему автоматического управления, состоящую из чувствительных элементов, преобразователя команд с ограничителем, фазочувствительного преобразователя, фазочувствительного усилителя, решающих устройств, устройств программных команд, усилительного устройства, блока питания и рулевых приводов.

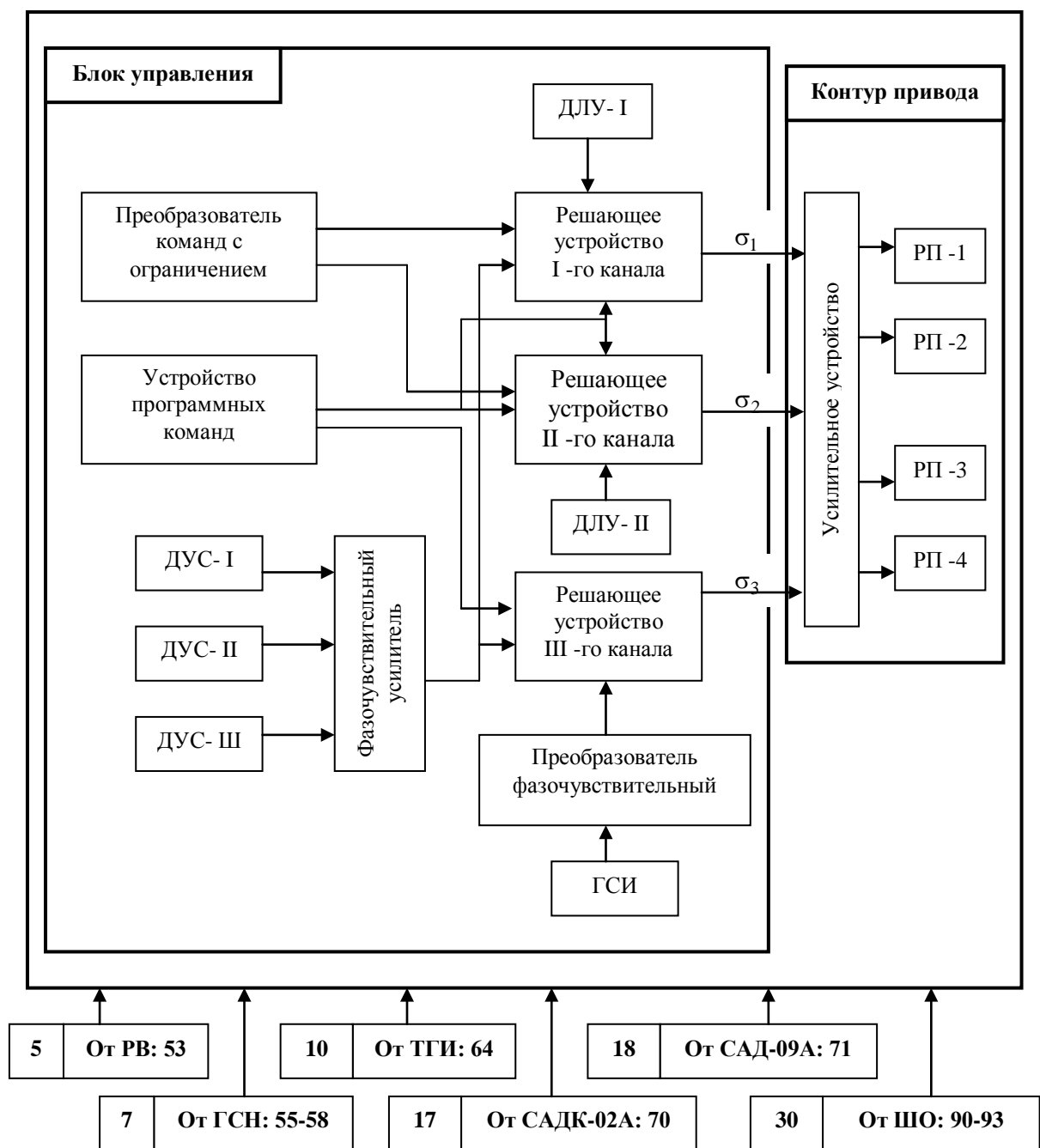


Рис. 16. Функциональная схема автопилота

Функционально автопилот состоит из двух идентичных каналов (I и II) стабилизации и управления и канала III стабилизации ракеты по крену.

В каналах I и II чувствительными элементами являются соответственно датчики линейных ускорений ДЛУ- I, ДЛУ-II [2]) и датчики угловых скоростей ДУС- I, ДУС- II, исполнительными механизмами – рулевые приводы РП1 и РП3 (для канала I), РП3 и РП4 (для канала II).

В канале стабилизации ракеты по крену измерительными элементами служат датчик угловой скорости ДУС-III и свободный гироскоп (ГСИ), а исполнительными механизмами – приводы всех четырех рулей.

Рули ракеты механически не связаны между собой. Их согласованное отклонение по сигналам стабилизации или управления в каналах I и II обеспечивается автопилотом за счет электрических связей.

Датчики линейных ускорений предназначены для измерения линейных ускорений, действующих по измерительной оси ДЛУ, и выдачи электрического сигнала в виде напряжения постоянного тока, величина которого пропорциональна линейному ускорению, а знак соответствует направлению действия линейного ускорения.

Датчики угловых скоростей измеряют угловые скорости, действующие по измерительной оси датчика, и выдают электрический сигнал в виде напряжения переменного тока, величина которого пропорциональна измеряемым угловым скоростям, а фаза соответствует направлению действия угловой скорости.

Свободный гироскоп предназначен для измерения угла отклонения ракеты относительно одной из осей гироскопа и преобразования измеренного угла в электрический сигнал в виде напряжения переменного тока, пропорционального величине измеряемого угла соответствующего направления.

Автопилот имеет следующие режимы работы: режим предстартовой подготовки, режим стартового участка, маршевый режим.

В режиме предстартовой подготовки осуществляется разгон гироскопов чувствительных элементов. Разарретирование свободного гироскопа происходит после команды «ПУСК» до схода ракеты с «ПУ».

В режиме стартового участка АП обеспечивает стабилизацию ракеты относительно линии пуска.

На маршевом режиме после поступления команд с РГС автопилот осуществляет управление ракетой в соответствии с командами, вырабатываемыми РГС, и стабилизацию ракеты по крену.

После схода ракеты с ПУ начинается ее движение вдоль линии выстрела.

Выходные сигналы переменного тока с датчиков угловых скоростей (ДУС-I, ДУС-II, ДУС-III) усиливаются и преобразуются в сигналы постоянного тока, величина и полярность которых зависят от величины и фазы выходных сигналов ДУСов.

В решающих устройствах первого и второго каналов автопилота суммируются команды управления с «Преобразователя команд», сигналы датчиков линейных ускорений (ДЛУ-I, ДЛУ-II), датчиков угловых скоростей (ДУС-I, ДУС-II, ДУС-III), формируемые фазочувствительным усилителем, и преобразуются в управляющие сигналы σ_1, σ_2 соответствующих каналов усилительного устройства.

Выходные сигналы переменного тока с индукционного датчика свободного гироскопа (ГСИ) поступают через фазочувствительный преобразователь (ПФЧ) в решающее устройство третьего канала, где они суммируются с сигналом, поступающим с фазочувствительного усилителя от ДУС-III, и преобразуются в управляющий сигнал σ_3 . По команде «УПР», вырабатываемой РГС, автопилот начинает отрабатывать команды управления. При этом на вход АП в преобразователь команд поступают команды «РКА» и «РКН».

В преобразователе команд преобразуются и ограничиваются команды управления, поступающие в автопилот с РГС, и команды смещения промаха, поступающие с радиовзрывателя.

Для формирования команд переключения режимов работы автопилота имеется устройство программных команд.

Контур привода включает в себя усилительное устройство и рулевые приводы. Усилительное устройство используется для суммирования на постоянном токе сигналов управления σ_1, σ_2 и σ_3 прямого входу сигналов и с потенциометров обратной связи, а также для усиления этих сигналов и преобразования их в токи управления. Нагрузкой усилительного устройства являются обмотки управления газовых распределителей рулевых приводов.

Рулевые приводы предназначены для управления рулями ракеты в соответствии с сигналами, поступающими на входы приводов. Каждый рулевой привод состоит из газового распределителя, силового цилиндра с поршнем и потенциометров обратной связи, закрепленных на штоке силового цилиндра.

Рулевой привод [2] преобразует электрический сигнал, подаваемый на вход привода (в обмотки управления газового распределителя), в механическое перемещение штока силового цилиндра. Шток силового цилиндра кинематически связан с рулем ракеты. Одновременно с подачей газа в цилиндры стопоров рулей происходит разарретирование рулей.

Каждый рулевой привод управляет одним рулем. Расход газа в полостях силового цилиндра, определяющий скорость движения руля, и давление газа в полостях цилиндра, определяющее развиваемый момент, зависят от угла отклонения поворотного сопла газового распределителя. Для управления поворотом сопла в газовом распределителе применено электромагнитное поляризованное устройство, состоящее из двух П-образных магнитопроводов, двух постоянных магнитов, управляющих обмоток и ротора, с которым жёстко связано сопло. Положение ротора зависит от величины магнитного потока, создаваемого управляющими обмотками, т.е. от силы тока в них. Направление поворота ротора и, следовательно, сопла зависит от знака управляющего тока.

Со штоком силового цилиндра жёстко связан движок потенциометра обратной связи. Величина напряжения, снимаемого с движка, зависит от величины перемещения штока, а полярность – от направления движения штока относительно нулевого положения.

Блок питания автопилота предназначен для питания постоянным стабилизированным напряжением электронных схем, потенциометрических датчиков и переменным трехфазным напряжением гироскопов датчиков угловых скоростей и свободного гироскопа.

Блок питания выдает два стабилизированных напряжения +12,6 В и переменное трехфазное напряжение 36 В частоты 400 Гц.

Вопросы для самоконтроля

1. Перечислите основные составные элементы РГС.
2. Откуда и в каком виде поступают начальные данные целеуказания на борт ракеты перед ее пуском?
3. Как реализуется захват цели РГС?
4. Как реализуется слежение за изменением скорости сближения ракеты с целью?
5. Какие функции выполняет радиопередатчик коррекции?
6. Какие функции выполняет приемный канал РГС?
7. Объясните природу доплеровского сдвига по частоте отраженного от цели сигнала относительно частоты передатчика станции подсвета, принимаемого головной антенной РГС.
8. Каково назначение модулятора?
9. Как в РГС определяются направление и фаза полета ракеты?
10. Зачем в модуляторе результирующий сигнал делится на выходе на два противофазных?
11. Каков принцип работы автомата захвата (анализатора сигнала)?
12. Каково назначение перестраиваемого гетеродина?
13. Каково основное назначение канала углового сопровождения цели?
14. Нарисуйте замкнутую цепь прохождения команды на разворот ракеты в сторону упрежденной точки встречи с целью.
15. Нарисуйте схему ДУС.
16. Чем определяется положение антенны РГС?
17. Как решается вопрос выбора цели в парной ситуации?
18. Какие функции выполняет бортовой вычислитель?
19. В каких случаях возможна потеря цели РГС?
20. Как осуществляется управление ракетой в случае потери цели?
21. Как реализуется радиокоррекция траектории движения ракеты?
22. Каково назначение автопилота?
23. Что входит в состав АП?
24. Нарисуйте схему ДЛУ.
25. Нарисуйте схему свободного гироскопа.
26. Чем различаются режимы работы автопилота?
27. Как реализуется совместная работа автопилота и РГС?
28. Как используется сигнал потенциометра обратной связи приводов ОУ?
29. Как Вы себе представляете формирование управляющих моментов, если каждый рулевой привод обеспечивает управление только одним рулем?

5. БОЕВОЕ СНАРЯЖЕНИЕ РАКЕТЫ

В состав боевого снаряжения ракеты входят боевая часть, радиовзрыватель, ПИМ и системы контактных датчиков.

5.1. Боевая часть

Боевая часть осколочно-фугасного действия предназначена для поражения воздушных целей. Иницирование боевой части, одноточечное, осуществляется предохранительно-исполнительным механизмом, сигнал на срабатывание ПИМа выдает радиовзрыватель.

Масса боевой части $70_{-2,6}$ кг, масса корпуса с поражающими элементами $34,5_{-0,5}^{+0,7}$ кг, масса взрывчатого вещества $33,5_{-0,4}^{+0,8}$ кг.

Боевая часть (см. рис. 11) состоит из корпуса 8 и разрывного заряда 26. Корпус состоит из каркаса с наклеенной на него стеклолентой с готовыми стальными поражающими элементами 25. Разрывной заряд представляет собой смесь тротила и гексогена.

Каркас боевой части состоит из дна 2, обечайки боевой части 24, прокладки 18 и крышки 19. Дно каркаса изготовлено из алюминиевого сплава. В центральной части дно имеет утонченную стенку (напротив детонаторной части ПИМа) и резьбовые отверстия для крепления ПИМа 3 к боевой части. Дно крепится к оболочке БЧ винтами. Стык дна и оболочки герметизируется компаундом.

Крышка каркаса 19 изготовлена из алюминиевого сплава, имеет два ушка 16 для установки на БЧ подъемного приспособления, а также площадку с резьбовыми отверстиями для крепления кронштейна 15, на котором установлен разъем электрожгута 14. Крышка крепится к оболочке винтами после заполнения корпуса БЧ взрывчатым веществом. По стыку крышки и оболочки установлена прокладка 18, стык загерметизирован компаундом.

Оболочка состоит из фланца 27, обечайки 24 и тарели 21. Фланец изготовлен из алюминиевого сплава, имеет резьбовые отверстия для подпятников 28, которыми БЧ опирается на четыре упорных винта 29.

Тарель имеет четыре ушка 11 с отверстиями для шпилек 12 крепления БЧ в отсеке ракеты.

Электрожгут 10 от ПИМа, проложенный по корпусу БЧ, закреплен резиновыми бандажками 9. Разъемом 14 электрожгут подключается к бортовой сети ракеты.

Передний торец боевой части своими подпятниками 28 опирается на затянутые упорные винты 29 переднего шпангоута отсека.

5.2. Радиовзрыватель

Радиовзрыватель (РВ) совместно с предохранительно-исполнительным механизмом предназначен для неконтактного подрыва боевой части ракеты при сближении последней с целью в момент, обеспечивающий эффективное поражение цели, а также для формирования и выдачи в ПИМ команды «САМОЛИКВИДАЦИЯ».

РВ активный, импульсный, с приемником прямого усиления. Согласование области срабатывания РВ с областью поражения БЧ в диапазоне максимальных значений относительных скоростей сближения ракеты с целью обеспечивается выбором оптимального угла наклона главного лепестка диаграммы направленности антенной системы РВ. Для меньших значений относительных скоростей сближения согласование области срабатывания РВ с областью поражения БЧ осуществляется путем временной задержки импульса срабатывания, являющейся функцией относительной скорости сближения и дальности до точки встречи с учетом геометрического размера цели.

Радиовзрыватель (рис. 17) имеет четыре щелевые антенны (две передающие – A_1 и A_2 , две приемные – A_3 и A_4) с неподвижными диаграммами направленности и углом наклона главного лепестка диаграммы, рассчитанным на оптимальное согласование области срабатывания РВ с областью поражения боевой частью.

Передающее устройство радиовзрывателя состоит из преобразователя напряжения, модулятора, СВЧ-генератора, циркулятора и делителя мощности. Питание передающего устройства осуществляется постоянным напряжением $(27 \pm 2,7)$ В, вырабатываемым во внешнем преобразователе напряжения для РВ из первичного переменного напряжения 220 В 400 Гц.

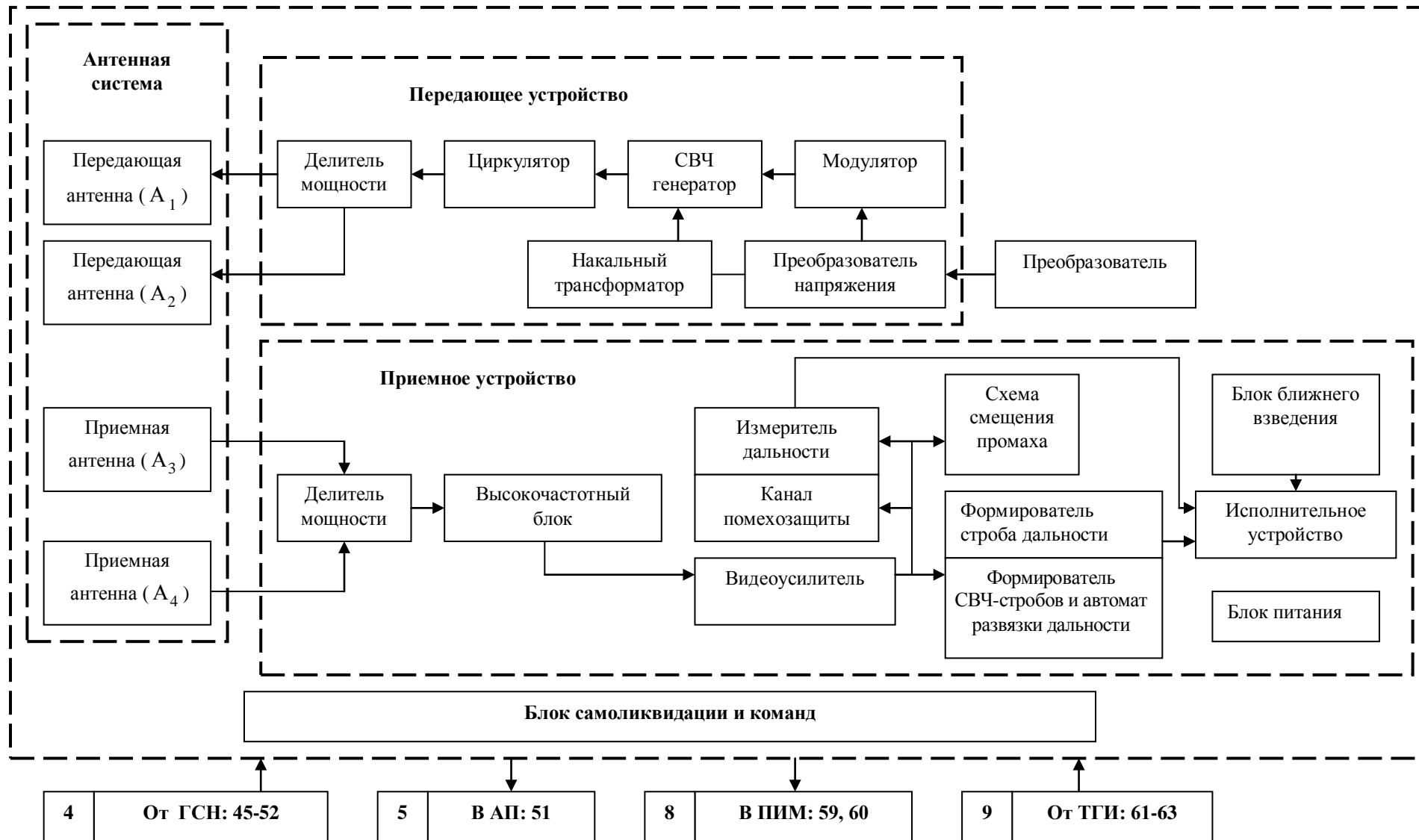


Рис. 17. Функциональная схема радиовзрывателя

Приемное устройство включает в себя высокочастотный тракт, состоящий из делителя мощности и высокочастотного блока, и тракт видеочастоты, в состав которого входят видеоусилитель, схема формирования сигнала смещения промаха, исполнительное устройство, измеритель дальности и канал помехозащиты, блок синхронизации и стробирования, блок ближнего взведения и блок питания. Высокочастотный блок приемника состоит из СВЧ-фильтра, циркулятора, стробирующего каскада и видеодетектора. В состав радиовзрывателя входит также блок самоликвидации и приема разовых команд.

Антенная система РВ служит для излучения электромагнитных колебаний, создаваемых СВЧ-генератором, и для приема электромагнитных колебаний, отраженных от цели. Каждая из антенн представляет собой систему линейных щелевых излучателей, расположенных таким образом, что диаграммы направленности отдельных излучателей, суммируясь, формируют результирующую диаграмму необходимого вида.

Передающее устройство предназначено для генерирования с заданным периодом следования импульсов высокочастотных колебаний фиксированной частоты. Преобразователь напряжения, входящий в состав передающего устройства, преобразует постоянное напряжение 27 В в переменное, необходимое для питания модулятора, и определяет частоту следования импульсов и их вобуляцию (изменение в небольших пределах частоты). Вобуляция позволяет защитить РВ от ответной импульсной помехи.

Управление колебаниями СВЧ-генератора производится с помощью магнитного импульсного модулятора с полным разрядом емкостного накопителя.

В качестве СВЧ-генератора в РВ применен малогабаритный импульсный магнетрон. Питание накальной цепи магнетрона осуществляется через накальный трансформатор номинальным напряжением накала. Для обеспечения стабильной работы магнетрона в передающем устройстве применено развязывающее устройство, в качестве которого используется циркулятор. Генерируемая мощность от СВЧ-генератора к передающим антеннам РВ передается через делитель мощности.

Приемное устройство принимает, усиливает и обрабатывает информацию, содержащуюся в принятом сигнале, а также формирует импульс тока для срабатывания ПИМа. Приемное устройство РВ выполнено по схеме прямого усиления со стробированием и программированием по трактам СВЧ. Делитель мощности, входящий в состав приемного устройства, осуществляет сложение сигналов, принимаемых приемными антеннами РВ. Суммарный сигнал с делителя мощности поступает на вход СВЧ-фильтра высокочастотного блока.

В высокочастотном блоке приемного устройства осуществляется частотная селекция для защиты видеодетектора от мешающего воздействия радиосредств, работающих на частотах, близких к частоте РВ (с помощью СВЧ-фильтра), стробирование и программирование приемного тракта по высокой частоте (с помощью стробирующего каскада) и детектирование радиоимпульса (с помощью видеодетектора). Циркулятор, входящий в состав высокочастотного блока, обеспечивает развязку между стробирующим каскадом и СВЧ-фильтром, уменьшая изменение величины затухания в полосе пропускания фильтра и искажение его частотной характеристики при подаче управляющих сигналов на стробирующий каскад.

Видеоусилитель служит для усиления видеоимпульса, поступающего с видеодетектора, до уровня, необходимого для нормальной работы последующих каскадов приемного устройства.

Схема смещения промаха формирует управляющее аналоговое напряжение $U_{\text{сн}}$, которое определенным образом зависит от скорости снижения ракеты к подстилающей поверхности при работе по низколетящей цели. В дальнейшем это напряжение используется в автопилоте для смещения траектории движения ракеты.

Исполнительное устройство формирует импульс тока для подрыва боевого электрозапала ПИМа.

Благодаря такому способу формирования импульса срабатывания учитываются геометрические размеры цели при согласовании области срабатывания радиовзрывателя с областью поражения боевой части.

Измеритель дальности оценивает дальность до цели в момент вхождения цели в диаграмму направленности антенной системы РВ и выдает в исполнительное устройство сигнал для переключения закона функциональной задержки в случае, когда дальность до цели меньше определенной заданной величины. Для исключения срабатывания РВ от случайных импульсов в измеритель дальности введены нормирующий и накопительный каскады.

Измеритель дальности объединен с каналом помехозащиты, предназначенным для защиты РВ от организованных помех. При воздействии на РВ пассивных и активных помех в канале помехозащиты вырабатывается напряжение АРУ, которое уменьшает усиление видеоусилителя до определенной

величины на время действия помехи, что позволяет повысить эффективность работы РВ в условиях помех.

Блок синхронизации и стробирования предназначен для формирования импульсов стробирования СВЧ-тракта, управления их положением относительно синхроимпульса и дальностью действия РВ посредством формирования строга дальности, регулируемого по длительности в зависимости от высоты полета ракеты.

Блок ближнего взведения выдает команду ближнего взведения на включение исполнительного устройства РВ в непосредственной близости от цели. В момент резкого увеличения сигнала команды с выхода РГС при подлете ракеты к цели формируется команда ближнего взведения РВ.

Блок самоликвидации формирует и выдает в ПИМ команду «Самоликвидация» при потере цели радиолокационной головкой самонаведения. При этом команда «Самоликвидация» выдается в ПИМ, если в течение (3 ± 1) с не произойдет повторного захвата цели радиолокационной ГСН.

В состав блока самоликвидации введен блок разовых команд, в который заводятся разовые команды, где они запоминаются и разводятся по исполняющим блокам РВ.

Блок питания преобразует трехфазное напряжение бортовой сети (220 В, 400 Гц) в напряжение, необходимые для питания приборов приемного устройства РВ.

В зависимости от тактических условий применения ракеты радиовзрыватель может работать в следующих режимах: штатном при отсутствии помех, штатном при наличии помех, работы по низколетящей цели и другим типам целей.

Перед пуском ракеты приемное устройство РВ закрыто по высокой частоте, исполнительная схема отключена от выхода приемника, на РВ поданы первичные напряжения питания.

На траектории полета ракеты в расчетный момент времени РГС выдает в РВ команду «ДВ» («Дальнее взведение»). По этой команде передатчик РВ начинает излучать в пространство зондирующие радиопульсы и выдает в приемное устройство синхронизирующие видеоимпульсы. По команде «ДВ» начинает работать автомат развязки в блоке синхронизации и стробирования. Автомат развязки устанавливает оптимальную развязку между приемными и передающими антеннами РВ. По окончании работы автомата развязки выдается команда «ДВЛ» («Дальнее взведение логическое») на формирователь строга дальности и исполнительное устройство. Одновременно по команде «ДВЛ» подается питающее напряжение на накопительный конденсатор в исполнительном устройстве приемного устройства РВ.

При попадании цели в зону излучения РВ (штатный режим при отсутствии помех) на вход приемника поступают отраженные от цели импульсы СВЧ. В высокочастотном тракте приемного устройства РВ осуществляется сложение сигналов, приходящих с приемных антенн, стробирование и изменение затухания тракта приема по определенному закону, селектирование по частоте и детектирование принятого СВЧ-сигнала. Если цель входит в зону излучения РВ на дальности его действия, то отраженный сигнал пропускается стробирующим каскадом и поступает на видеодетектор. После видеодетектора сигнал как видеоимпульс поступает на видеоусилитель, где усиливается до необходимой величины и поступает затем на измеритель дальности и исполнительное устройство.

Если отраженный сигнал поступает с дальности 0 - 20 м, измеритель дальности вырабатывает команду в исполнительное устройство, где формируется импульс срабатывания для подрыва боевого электрозапала ПИМа.

При работе радиовзрывателя в условиях помех (штатный режим при наличии помех) видеосигналы с видеоусилителя поступают в канал помехозащиты, где осуществляется селекция импульсов по длительности, их усиление и нормирование. Из нормируемых импульсов формируется напряжение АРУ, поступающее на видеоусилитель для загробления чувствительности приемника РВ на время действия помехи. При работе по постановщику активной помехи, когда РВ срабатывает от сигнала помехи при вхождении постановщика помехи в главный лепесток диаграммы направленности антенной системы РВ, измеритель дальности выдает команду для переключения задержки на величину, соответствующую дальности до цели меньше 20 м, независимо от действительного значения дальности. Основной канал РВ в этом случае работает так же, как в штатном режиме при отсутствии помех.

При работе РВ по цели, летящей на высоте ниже 600 м (режим работы по низколетящей цели), контролируется и корректируется с помощью схемы смещения промаха траектория снижения ракеты к земле. По команде с пусковой установки «+5В НЛЦ» («НИЗКОЛЕТЯЩАЯ ЦЕЛЬ») канал помехозащиты переводится в режим работы с вынесенным стробом, чем исключается срабатывание канала помехозащиты от земли. Дальность действия РВ автоматически плавно сокращается при подлете ракеты к земле. Сокращение дальности действия радиовзрывателя начинается на высоте около 43 м и заканчивается на высоте 23 м, при этом РВ работает по цели как в штатном режиме.

При поступлении с пусковой установки команды «+5В БЦ» («БАЛЛИСТИЧЕСКАЯ ЦЕЛЬ») работа РВ до исполнительного устройства происходит, как в штатном режиме при отсутствии помех. При этом в исполнительном устройстве отключаются цепи, анализирующие протяженность цели.

В случае невыполнения задачи поражения цели на ПИМ с РВ выдается команда на самоликвидацию ракеты «+27 В ПТШ СЛ». Исходной информацией для формирования команды «+27 В ПТШ СЛ» является срыв сопровождения цели в РТС и отсутствие перезахвата цели в течение (3 ± 1) с.

Конструктивно радиовзрыватель состоит из следующих приборов: приемопередатчика, четырех антенн, преобразователя напряжения.

Приемопередатчик выполнен в виде моноблока с отдельным размещением в нем передающего и приемного устройств в герметизированных объемах.

Приемопередатчик и преобразователь напряжения для РВ размещены в первом отсеке ракеты. Антенны РВ расположены вдоль образующей первого отсека и закрыты радиопрозрачными крышками. Для обеспечения максимальной развязки передающие антенны установлены со смещением относительно приемных по окружности отсека на угол 90° и вдоль продольной оси ракеты.

5.3. Предохранительно-исполнительный механизм

Назначение предохранительно-исполнительного механизма – предохранение БЧ от преждевременной подачи на нее огневого или электрического импульса при эксплуатации ракеты, подготовке к пуску и в полете до момента дальнего взведения ПИМа и выдача детонационного импульса на инициирующий заряд для подрыва БЧ после дальнего взведения ПИМа при поступлении команд на срабатывание от РВ или на самоликвидацию ракеты. Подрыв боевой части при срабатывании ПИМа происходит без задержки.

ПИМ представляет собой устройство предохранительного типа. Для системы предохранения использованы воздействие стартовой осевой положительной перегрузки и команды с датчика ССД-65 о переходе на маршевый режим «+27 В ПТШ МР». Высокая надежность работы ПИМа обеспечивается применением в его схеме и конструкции дублирования всех устройств, механизмов и узлов (кроме узла детонатора).

Безопасность ПИМа в служебном обращении обеспечивается разомкнутостью в исходном состоянии всех электрических цепей (кроме цепи безопасности) и каждой из огневых цепей, а также наличием двух ступеней предохранения.

Схема и конструкция ПИМа исключают возможность снятия второй ступени предохранения до снятия первой. Кроме того, при нарушении безопасного состояния ПИМа цепь безопасности размыкается. Соответственно в электрических схемах ракеты, пусковой установки и аппаратуры комплексного контроля ракеты приняты меры, исключающие возможность подачи электропитания на борт ракеты при разомкнутой цепи безопасности ПИМа. В случае воздействия электромагнитных полей безопасность ПИМа обеспечивается разрывом в исходном состоянии всех электрических цепей ПИМа, содержащих электровоспламенительные устройства, выполнением электрического монтажа ПИМа короткими проводами, а также изготовлением его корпуса из металла, благодаря чему корпус одновременно выполняет роль экрана по отношению к электромагнитным полям.

Предохранительно-исполнительный механизм является двухканальным (дублированным) устройством.

В состав каждого канала ПИМа (рис. 18) входят инерционный замыкатель, предохранительный механизм, программно-коммутирующий механизм, предохранительно-детонирующее устройство, устройство перевода ПИМа в безопасное положение, замыкатель электропиротехнический, огневая цепь.

Инерционный замыкатель предназначен для подключения электрической цепи электровоспламенителя электропиротехнического замыкателя к бортовому источнику питания при воздействии продольной осевой перегрузки, действующей во время полета ракеты, и состоит из контактов и массивного замыкателя, который в исходном состоянии удерживается пружиной. При воздействии кратковременных перегрузок до 25 единиц со временем действия менее 45 мс инерционный замыкатель не срабатывает и не подключает электрическую цепь.

Предохранительный механизм, удерживающий в исходном состоянии движок с капсулом-детонатором и программно-коммутирующий механизм, состоит из электровоспламенителя и предохранителя.

Программно-коммутирующий механизм предназначен для коммутации электрических цепей при работе ПИМа. В исходном состоянии ПИМа переключатель замыкает цепь безопасности и размыкает все остальные электрические цепи по приему команд.

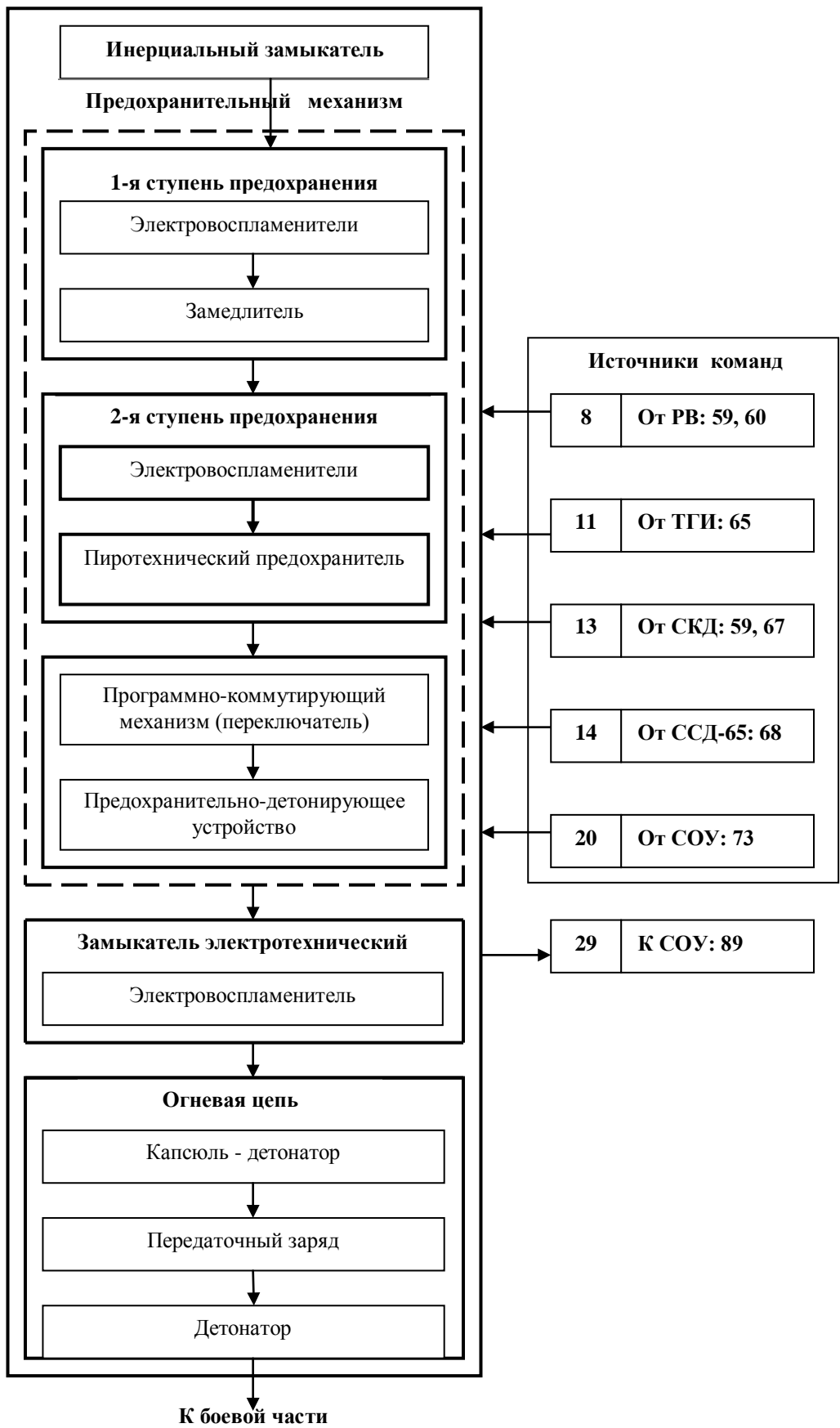


Рис. 18. Функциональная схема ПИМа

Замыкатель электропиротехнический предназначен для замыкания контактов в цепи приема команды «+27 В ПТШ МР». В исходном состоянии он замыкает цепь безопасности и размыкает цепь приема команды «+27 В ПТШ МР».

Огневая цепь преобразует электрический импульс в детонационный. В огневой цепи для срабатывания по командам «СРАБ. НДЦ "+"» или «+27 В ПТШ СЛ» инициирующим элементом является электровоспламенитель, от которого срабатывают последовательно капсуль-детонатор, передаточный заряд и детонатор.

ПИМ смонтирован в металлическом корпусе и крепится к боевой части при помощи винтов.

Первая ступень предохранения ПИМа снимается в момент старта ракеты при возникновении перегрузки в 7-13 единиц. Под воздействием этой перегрузки перемещаются инерционные замыкатели, замыкая обоими контактами электрические цепи электровоспламенителей.

Вторая ступень предохранения ПИМа снимается через 1,51-5,32 с с момента старта ракеты – при поступлении на ПИМ команды «+27 В ПТШ МР». При этом срабатывают 1-й и 2-й электровоспламенители и воспламеняют состав пиротехнического предохранителя. Происходит взведение ПИМа по огневым и электрическим цепям.

При поступлении команд в каждой огневой цепи последовательно срабатывают электровоспламенитель, капсуль-детонатор, передаточный заряд и детонатор, который выдает детонационный импульс на подрыв БЧ.

ПИМ безопасен в служебном обращении. Случайное срабатывание электровоспламенителей не приводит к его взведению.

Вопросы для самоконтроля

1. Как снаряжается боевая часть ракеты?
2. Дайте характеристику радиовзрывателю ракеты. Какие функции он выполняет?
3. Как обеспечивается согласование диаграммы срабатывания РВ с зоной разлета осколков БЧ при разных относительных скоростях встречи ракеты с целью?
4. Почему для формирования команды на подрыв БЧ достаточно четырех антенн?
5. Что входит в состав передающего устройства РВ?
6. Каковы функции элементов, входящих в состав передающего устройства РВ?
7. Что входит в состав приемного устройства РВ?
8. Каковы функции элементов, входящих в состав приемного устройства РВ?
9. Каков смысл использования схемы смещения промаха?
10. Каким образом учитываются геометрические размеры цели при согласовании области срабатывания РВ с областью поражения боевой части?
11. Каким образом измеряется дальность до цели в момент вхождения цели в диаграмму направленности антенной системы РВ?
12. Как осуществляется помехозащита РВ?
13. Когда формируется команда ближнего взведения РВ?
14. Когда формируется команда «Самоликвидация»?
15. Какие режимы работы РВ имеют место?
16. Как реализуются режимы работы радиовзрывателя?
17. Чем различается работа РВ в штатном режиме и в режиме работы в условиях помех?
18. В чем особенность работы РВ при стрельбе по низколетящей цели? по баллистической цели?
19. Как работает радиовзрыватель при стрельбе по наземной (надводной) цели?
20. Какие функции выполняет ПИМ?
21. Что входит в состав ПИМа?
22. Каковы функции элементов, входящих в состав ПИМа?
23. При каких условиях ПИМ начинает функционировать?
24. Сколько и каких ступеней предохранения обеспечивает ПИМ?
25. Как обеспечивается безопасность ПИМа в случае воздействия электромагнитных полей?
26. Что представляет собой огневая цепь ПИМа?
27. Опишите последовательность работы ПИМа.

6. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ РАКЕТЫ

Электрооборудование ракеты 9М38М1 обеспечивает:

- питание бортовой аппаратуры от источников питания пусковой установки, переход на бортовой источник питания после выхода его на режим в процессе пускового цикла и питание бортовой аппаратуры от бортового источника в полете ракеты;
- взаимосвязь блоков и агрегатов бортового оборудования ракеты и связь их с аппаратурой пусковой установки через отрывной разъем;
- контроль параметров бортовой аппаратуры на собранной ракете;
- выдачу в аппаратуру пусковой установки и получение от нее необходимых команд и сигналов для осуществления режимов «ОЖИДАНИЯ», «ПОДГОТОВКИ», «ПУСКОВОГО ЦИКЛА».
- формирование сигнала «СХОД» в начале движения ракеты на пусковой установке (при расстыковке отрывного разъема).

На ракете принята трехканальная система питающих напряжений. По первому каналу производится питание радиоэлектронной аппаратуры трехфазным переменным током от наземных источников питания напряжением (220 ± 11) В с частотой (400 ± 20) Гц, по второму каналу - питание оперативных цепей (релейных элементов) постоянным током напряжением $27_{+1,35}^{-2,7}$ В по третьему каналу – питание цепей пиротехнических устройств постоянным током напряжением $27_{+1,35}^{-2,7}$ В.

Цепи третьего канала изолированы от корпуса ракеты и от цепей первого и второго каналов. Питание бортовой аппаратуры по первому и второму каналам производится как в режиме «ПОДГОТОВКА», так и в полете. Питание по третьему каналу подается от бортового источника питания после выхода его на режим в процессе пускового цикла и в полете, что повышает безопасность обслуживания ракеты.

Перечисленные функции выполняются бортовым источником питания и кабельной сетью с отрывным, контрольным, магистральными и блокировочными разъемами.

6.1. Бортовой источник питания

В качестве бортового источника электроэнергии на ракете применен турбогенераторный источник (ТГИ – рис. 19). Он состоит из двух конструктивно разобщенных блоков: газотурбинного блока, блока управления и комплекта кабелей.

В состав газотурбинного блока входят газогенератор рабочий (ГР), газогенератор форсажный (ГФ), механический клапан пружинного типа (КМ), управляемый электромагнитный клапан (К-3), турбогенератор ТГ-6Р, состоящий из турбины (Т), асинхронного генератора (ГА), синхронного генератора (ГС).

Генератор асинхронный предназначен для выработки трехфазного переменного тока со среднеквадратичным напряжением $(220 \pm 6,6)$ В с частотой 400 Гц (первый канал), генератор синхронный – для выработки трехфазного переменного тока со среднеквадратичным напряжением 23 В частотой 800 Гц для питания выпрямителя (третий канал).

В состав блока управления входят регулятор напряжения (РН), регулятор частоты (РЧ), трансформаторно-выпрямительный блок с фильтром (ТР, ВФ – второй канал), выпрямитель напряжения третьего канала (В), конденсаторы системы возбуждения (БСК – блок статических конденсаторов), индикатор выхода ТГИ на режим (БГ – блок готовности), коммутирующие элементы (блок коммутации).

Мембранные узлы (М) обеспечивают герметичность рабочего и форсажного газогенераторов, а клапан КМ поддерживает давление в газогенераторе в пределах от 3,53 до 4,12 МПа, сверхкритический вкладыш (Д) исключает влияние пульсирующего давления перед рабочим соплом турбины (РС) турбогенератора на работу рабочего газогенератора (ГР).

Форсажный газогенератор предназначен для форсирования времени выхода изделия на режим при работе от рабочего газогенератора и представляет собой герметичную камеру сгорания порохового заряда, воспламеняемого пиропатроном ДП. Пороховой заряд – цилиндрическая канальная пороховая шашка, расположенная в камере сгорания, поджигается форсом пламени от пиропатрона при подаче электрического импульса.

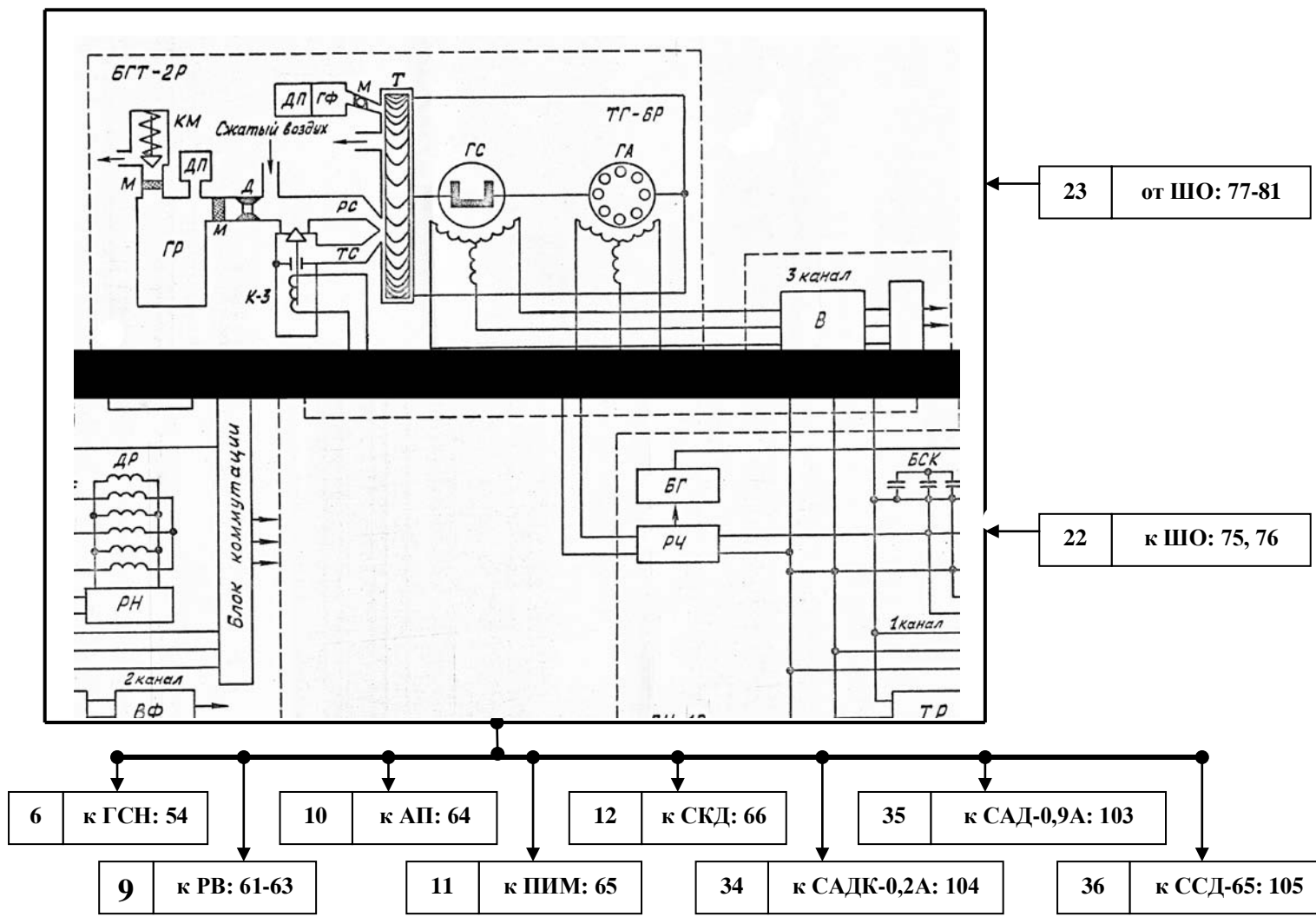


Рис. 19. Функциональная схема бортового источника питания:

БГТ-2Р – газотурбинный блок; М – мембранный узел; КМ – клапан механический; ГР – газогенератор рабочий; Д – дроссель (сверхкритический вкладыш); К-3 – управляемый электромагнитный клапан; ДП – пиропатрон; ГФ – газогенератор форсажный; РС – рабочее сопло турбины; ТС – тормозное сопло турбины; ТГ-6Р – турбогенератор; Т – турбина; ГС – генератор синхронный; ГА – генератора асинхронный; БУ-1Р – блок управления; БГ – блок готовности; РЧ – регулятор частоты; В – выпрямитель напряжения; БСК – блок статических конденсаторов; РН – регулятор напряжения; ТР, ВФ – трансформаторно-выпрямительный блок с фильтром

Рабочий газогенератор (ГР) состоит из герметичной камеры сгорания, бесканальной пороховой шашки, воспламенителя и пиропатрона и приводится в действие путем подачи электрического импульса на пиропатрон. Форс пламени от пиропатрона поджигает воспламенитель, от которого загорается пороховой заряд.

Горячие газы от газогенераторов через газопроводы и соответствующие сопла (форсажное или рабочее) подаются на лопатки турбины. Кроме форсажного и рабочего сопел, в турбогенераторе имеется тормозное сопло турбины, которое используется при работе системы регулирования частоты выходного напряжения турбогенератора.

Для проверки работы турбогенератора в наземных условиях в качестве рабочего тела при вращении турбины используется сжатый воздух, который подается в рабочее сопло через специальный штуцер-кран проверки ТГИ.

Колесо турбины закреплено на валу турбогенератора – роторе ТГИ, состоящем из роторов синхронного генератора (ГС) и асинхронного (ГА).

При вращении ротора турбогенератора магнитное поле постоянного магнита синхронного генератора пересекает обмотку статора, индуцируя в ней переменную ЭДС. Магнитный поток асинхронного генератора создается в процессе самовозбуждения ГА при условии включения на его статорные обмотки батареи статических конденсаторов и при наличии остаточного магнетизма вращающегося ротора.

Технические характеристики ТГ-6Р:

Номинальная скорость вращения турбины	24000 об/мин;
Частота переменного тока асинхронного генератора.....	400 Гц;
Частота переменного тока синхронного генератора	800 Гц;
Среднеквадратичное напряжение на выходе асинхронного генератора.....	220 В;
Мощность асинхронного генератора	780 Вт;
Среднеквадратичное напряжение на выходе синхронного генератора.....	23 В;
Время выхода турбогенератора на режим	менее 0,5 с.

Управляемый электромагнитный клапан (К-3) является исполнительным элементом в системе регулирования частоты в заданном диапазоне и состоит из электромагнита и газовой части. В корпусе газовой части запрессовано сопло, на которое опирается плунжер, запирающий выхлопную полость клапана. Другим торцом плунжер упирается в якорь электромагнита. Работа клапана основана на действии трех сил: силы действия газа на торец плунжера, тягового усилия обмотки и усилия пружины электромагнита. Как только частота переменного тока, выдаваемого турбогенератором, достигает верхнего допустимого значения, с блока управления на обмотку электромагнита подается сигнал для открывания газопровода. Открывание клапана происходит в момент, когда силы давления газа и тяговое усилие электромагнита превосходят противодействующее усилие пружины электромагнита.

При срабатывании управляемого электромагнитного клапана открывается доступ газа на тормозное сопло. Происходит эффективное торможение турбины, частота выходного напряжения турбогенератора уменьшается. При уменьшении частоты до минимально допустимого сигнал управления с обмотки электромагнита снимается и под воздействием сжатой пружины клапан закрывается, прекращая доступ газа в тормозное сопло. Описанный цикл работы клапана происходит с частотой 10-15 Гц.

Блок управления предназначен для преобразования и стабилизации выходных электрических параметров турбогенератора при всех условиях эксплуатации.

Регулятор частоты (РЧ), входящий в блок управления, работает совместно с клапаном К-3 и тормозным соплом турбогенератора и обеспечивает регулирование частоты с точностью (400±12) Гц. Работа системы регулирования частоты основана на принципе изменения момента на валу турбогенератора пропорционально изменению нагрузки генератора и других внешних возмущений путем подачи газа с выхода клапана К-3 на вход тормозного сопла турбины.

Регулятор напряжения (РН) по каналу трехфазного напряжения 220 В работает по принципу компенсации избыточной реактивной мощности блока статических конденсаторов, идущей на возбуждение асинхронного генератора. Компенсация осуществляется с помощью индуктивной нагрузки в виде дросселей насыщения, включенных в цепь обмотки статора асинхронного генератора и управляемых регулятором напряжения. При этом реактивный ток нагрузки дросселей изменяется пропорционально изменению нагрузки и частоты генератора. Стабилизация напряжения 27 В по каналу постоянного тока, питаемого через трансформатор (ТР) и выпрямитель с фильтром (ВФ) от напряжения 220 В асинхронного генератора, обеспечивается жесткостью внешней характеристики генератора (ГА) и выпрямителя

(ВФ), стабилизация напряжения 27 В по каналу питания пиротехнической шины – внешней характеристикой синхронного генератора (ГС), нагруженного на трехфазный выпрямитель (В).

Блок готовности (БГ) переключает потребителей электроэнергии ракеты с наземного источника питания (НИП) на питание от турбогенераторного источника питания (ТГИ) по цепи 220 В и подключает к нему цепь пиротехнической шины. Сигнальная и усилительная часть БГ совмещена с регулятором частоты, а исполнительная часть выполнена на группе реле, входящих в блок коммутации. При достижении асинхронным генератором частоты (400 ± 12) Гц БГ выдает сигнал готовности турбогенератора «+27 В ГТГИ (СГ)», по которому блок коммутации переключает питание бортовой аппаратуры по первому каналу (цепь 220 В, 400 Гц) от НИП на питание от ТГИ и подключает цепь пиротехнической шины (27 В) к ТГИ.

В случае несхода ракеты при пуске или после окончания проверок бортовой аппаратуры на ТГИ подается команда «ОТБОЙ (0)» на отключение ТГИ, по которой первый и третий каналы обесточиваются, цепи коммутации переходят в исходное состояние и сигнал готовности «СГ» («+27 В ГТГИ») снимается.

Отработанные газы с турбины турбогенераторного источника питания выбрасываются за борт ракеты через выхлоп ТГИ, установленный на правом борту четвертого отсека ракеты. До запуска ТГИ наружное отверстие его выхлопного патрубка закрыто резиновой заглушкой. Заглушка выбрасывается давлением отработанных газов с выхода турбины при запуске ТГИ.

6.2. Кабельная сеть ракеты

Кабельная сеть ракеты 9М38М1 обеспечивает:

- электрическую связь аппаратуры, расположенной в головной части ракеты, с оборудованием, расположенным в хвостовой части, при помощи электрических транзитных магистралей (в обход двигательной установки). Стыковка электрических магистралей ракеты производится с помощью магистральных разъемов;
- электрическое соединение элементов бортовой аппаратуры и оборудования, расположенных в отсеках ракеты для обеспечения взаимных функциональных связей;
- возможность контроля параметров бортовой аппаратуры на собранной ракете через контрольный разъем (ШК), расположенный в лючке №1 ракеты;
- безопасность выполнения работ по проверке параметров ракеты за счет применения блокировочных разъемов, расположенных в лючках №3 (ШБ) и №4 (ШБП) ракеты;
- электрическую связь бортовой аппаратуры ракеты с оборудованием пусковой установки через отрывной разъем (ШО) при нахождении ракеты на пусковой установке.

Конструкция отрывного разъема (рис. 20) обеспечивает возможность дистанционной стыковки и расстыковки разъема.

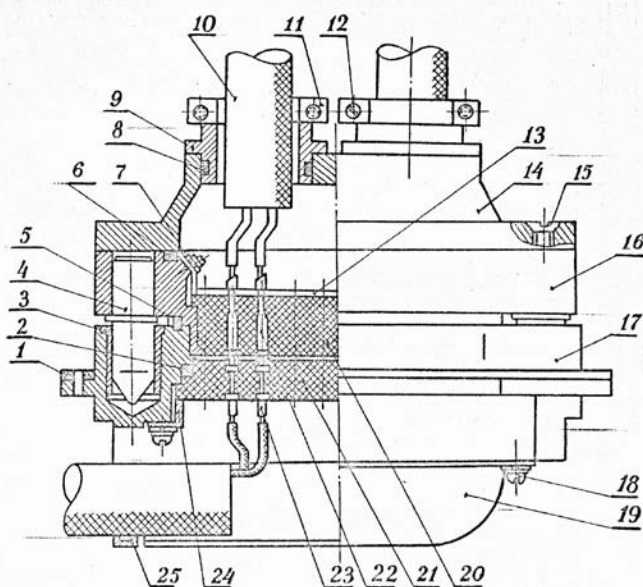


Рис. 20. Отрывной разъем:
 1 – уплотнительная прокладка; 2, 5, 6, 8 – уплотнительные кольца; 3, 9 – втулка; 4 – направляющий штырь; 7 – вилка; 10 – жгут; 11, 25 – прижим; 12, 15, 18 – винт; 13 – прокладка; 14 – крышка; 16 – розетка; 17 – вилка; 19 – кожух; 20 – изолятор розетки; 21 – изолятор вилки; 22 – гнездо; 23 – штырь; 24 – планка

Отрывной разъем состоит из розетки (часть разъема с контактами-гнездами) и вилки (часть разъема с контактами-штырями). Вилка отрывного разъема неподвижно закреплена на ракете. Розетка отрывного разъема закреплена на подвижной каретке, входящей в состав стыковочного устройства пусковой установки, которое защищает розетку от влияния внешних воздействий (дождь, газовая струя и т.д.) и обеспечивает стыковку и расстыковку ШО.

Доступ влаги к состыкованным контактам вилки и розетки исключается за счет водонепроницаемого исполнения отрывного разъема и деформации резинового уплотнительного кольца при стыковке разъема.

Для предохранения контактов вилки отрывного разъема от механического повреждения и воздействия статического электричества на корпусе ракеты имеется защитное устройство ШО (см. 28 на рис. 9). При хранении ракеты с расстыкованным отрывным разъемом вилка разъема должна быть закрыта заслонкой этого защитного устройства.

Вопросы для самоконтроля

1. Какие функции возложены на электрооборудование ракеты?
2. Почему в ракете используется трехканальная система питающих напряжений?
3. Почему в ракете в качестве источника электроэнергии используется ТГИ?
4. В чем разница между асинхронным и синхронным генераторами?
5. В чем смысл использования форсажного газогенератора?
6. Каким образом регулируется число оборотов турбины?
7. Как проверяется работоспособность БИПа в наземных условиях?
8. Какую функцию выполняет управляемый электромагнитный клапан? Как и когда он работает?
9. Каким образом осуществляется стабилизация напряжения по всем трем каналам?
10. Какую функцию выполняет блок готовности?

7. СИСТЕМА ГАЗОПИТАНИЯ РАКЕТЫ И СИСТЕМА ЗАМЕРА СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

Система газопитания ракеты предназначена для выработки рабочего тела (горячего газа высокого давления), обеспечивающего работу рулевых приводов ракеты, расстопорение рулей и сброс заглушек системы замера статического давления (рис. 21).

Система газопитания состоит из газогенератора 7, пиропатрона 8, фильтра 13, дросселя 14, регуляторов 15, 16 и трубопровода 19, системы отвода отработанного газа 18.

Схема системы газопитания приведена на рис. 22.

В стальном корпусе газогенератора размещены два полузаряда в стальных гильзах и воспламенитель в сгораемом пластмассовом футляре. На внутренней поверхности гильзы каждого полузаряда нанесено теплозащитное покрытие. Пороховая шашка каждого полузаряда жестко скреплена с доннышком гильзы. На корпусе газогенератора расположены два штуцера: один – для вывода рабочего тела, другой – для установки пиропатрона. Мембрана 13 герметизирует камеру газогенератора в процессе хранения.

Фильтр 11 обеспечивает требуемую тонкость очистки продуктов сгорания заряда газогенератора, необходимую для нормальной работы регуляторов давления и рулевых приводов.

Дроссель 9 устанавливает такое давление в системе газопитания, чтобы обеспечить необходимый газоприход в камере сгорания газогенератора и на входе в рулевые приводы.

Для поддержания двух разных давлений в системе газопитания до дросселя и после него используются два регулятора давления: регулятор низкого давления 8 предназначен для поддержания расчетного давления, регулятор высокого давления 10 – для поддержания требуемого давления в газогенераторе.

Рабочее тело от газогенератора к рулевым приводам 6, стопорам рулей 4 и к системе замера статического давления 3 поступает по трубопроводу 5. При боевом применении ракеты происходит разгерметизация системы 3. Рулевые стопоры 4 служат для механического расстопорения рулей при подаче на них сжатого воздуха (при проверках функционирования рулевых приводов) или горячего газа (при боевом использовании ракеты).

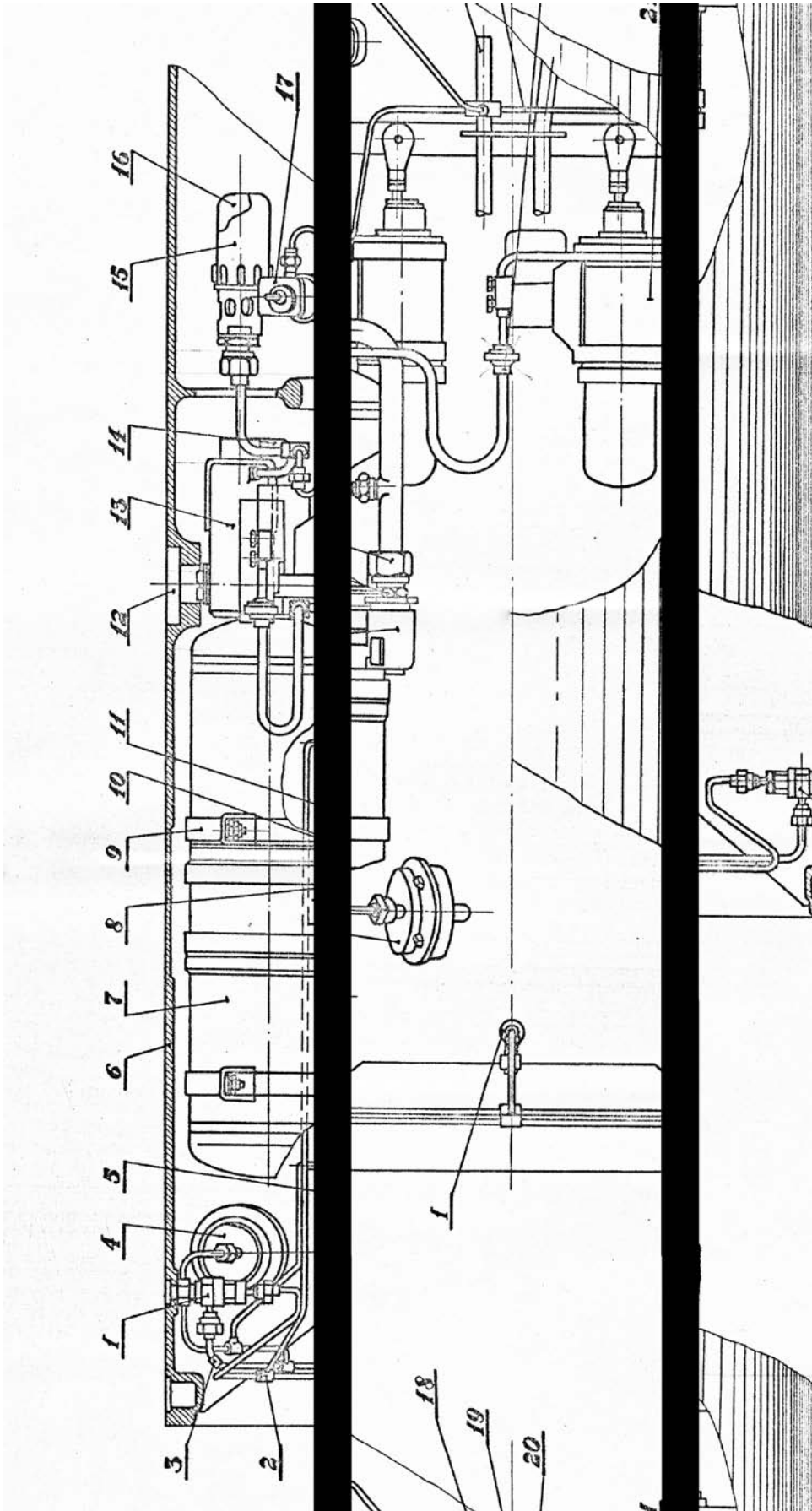


Рис. 21. Размещение системы газопитания и системы замера статического давления на ракете:

- 1 – клапан (сборный) системы замера статического давления; 2 – коллектор (газовый); 3 – коллектор (воздушный); 4 – сигнализатор абсолютного давления (контактный); 5 – сигнализатор абсолютного давления; 6 – корпус отсека №4; 7 – газогенератор; 8 – штуцер с пиропатроном; 9 – хомут; 10 – корпус с мембраной; 11 – штуцер отвода газа из газогенератора; 12 – кран проверки; 13 – фильтр очистки газа с охлаждением; 14 – дрессель; 15 – регулятор низкого давления; 16 – регулятор высокого давления; 17 – стопор руля; 18 – система отвода отработанного газа; 19 – трубопровод; 20 – фланец; 21 – привод руля

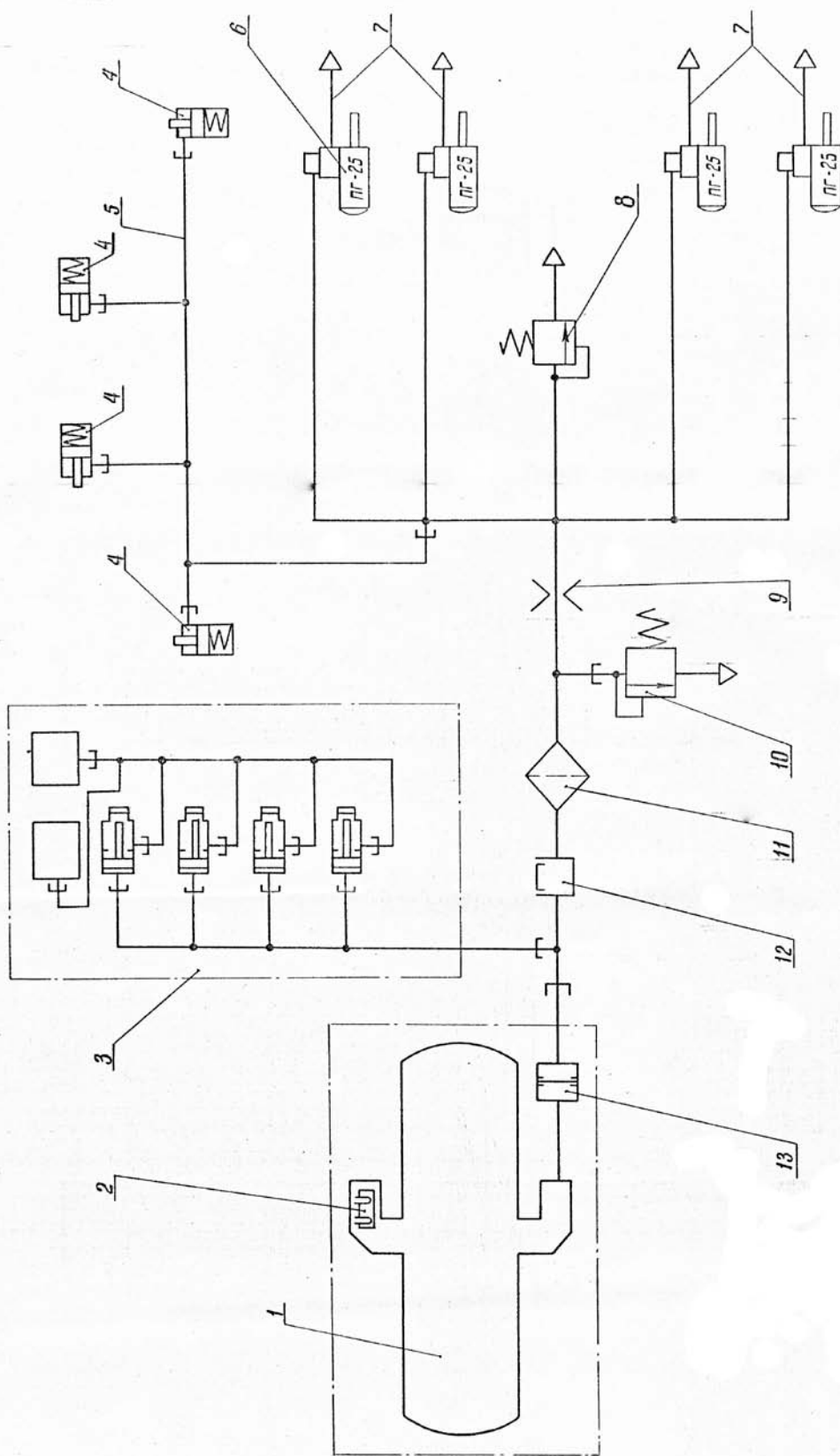


Рис. 22. Функциональная схема системы газопитания:
 1 – газогенератор; 2 – пирогазрон; 3 – система замера статического давления; 4 – стопор руля; 5 – трубопровод;
 6 – привод руля; 7 – система отвода газа; 8 – регулятор низкого давления; 9 – дроссель; 10 – регулятор высокого
 давления; 11 – фильтр очистки горячего газа; 12 – кран проверки; 13 – мембрана

Система замера статического давления (рис. 21) состоит из сигнализаторов абсолютного давления САДК-0,2А 4 (датчик атмосферного давления) и САД-0,09А 5 (датчик спада давления в газогенераторе), газового коллектора 2, соединенного с системой газопитания ракеты, воздушного коллектора 3 и четырех сборных клапанов 1 со сбрасываемыми заглушками. Через клапаны (после сброса заглушек) и воздушный коллектор сигнализаторы САДК-0,2А и САД-0,09А сообщаются с атмосферой. Работа системы газопитания происходит следующим образом. После подачи команды на запуск газогенератора («+27 В ГГП») на пиропатрон 2 (рис. 22) поток продуктов сгорания пиротехнической смеси пиропатрона разрушает корпус воспламенителя и поджигает воспламенительный состав. Продукты горения пиротехнической и воспламенительной смеси воспламеняют твердотопливные шашки газогенератора. С повышением давления в камере газогенератора скорость горения топлива возрастает. Давление нарастает лавинообразно. После разрушения мембраны 13 рабочее тело (горячий газ) по трубопроводу распределяется по всей системе газопитания, поступает на клапаны системы замера статического давления, стопоры рулей и рулевые приводы. Дальнейшее нарастание давления ограничивается регулятором давления 8.

Рабочее тело, образующееся в процессе горения твердого топлива, проходит через фильтр 11, очищается в нем от механических частиц, дросселируется на дросселе 9 до расчетного давления и поступает на вход рулевых приводов 6. Поскольку рулевые приводы могут работать в режиме как максимального, так и минимального потребления рабочего тела, то для обеспечения требуемого давления рабочего тела на входе в рулевые приводы используется регулятор низкого давления 8.

Работа системы газопитания продолжается до окончания горения твердотопливного заряда.

Отработанный газ из цилиндров рулевых машин, регуляторов давления и газовых распределителей (струйных реле) выбрасывается в атмосферу через кольцевой зазор между корпусом отсека и сопловым блоком двигательной установки (после сгорания кольцевой заглушки).

Вопросы для самоконтроля

1. Какие функции выполняет система газопитания ракеты?
2. Какие функции выполняет система замера давления ракеты?
3. Как осуществляется регулирование давления в системе газопитания?
4. Каково назначение САДК-0,2А САД-0,09А?

8. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СХЕМА РАКЕТЫ

На функциональной электрической схеме ракеты (рис. 23) показаны функциональные электрические связи между блоками и элементами бортового оборудования ракеты, а также функциональные электрические связи бортового оборудования ракеты с пусковой (пускозаряжающей) установкой. Например, на функциональной схеме бортового источника питания (см. рис. 19) обозначено:

36	К ССД-65: 105
-----------	----------------------

первая цифра указывает на электрическую и функциональную связь между радиовзрывателем (РВ) и сигнализатором спада давления (ССД-65), последняя цифра – номер команды «+27 В ПТШ», выдаваемой по сигналу «27 В ГТГИ». Список команд и сигналов приведен в табл. 4. На схеме, иллюстрирующей функциональные электрические связи между блоками и элементами бортового оборудования (рис. 23) эта цифра (36), помещенная в квадратик, отражает электрическую связь между радиовзрывателем и сигнализатором спада давления.

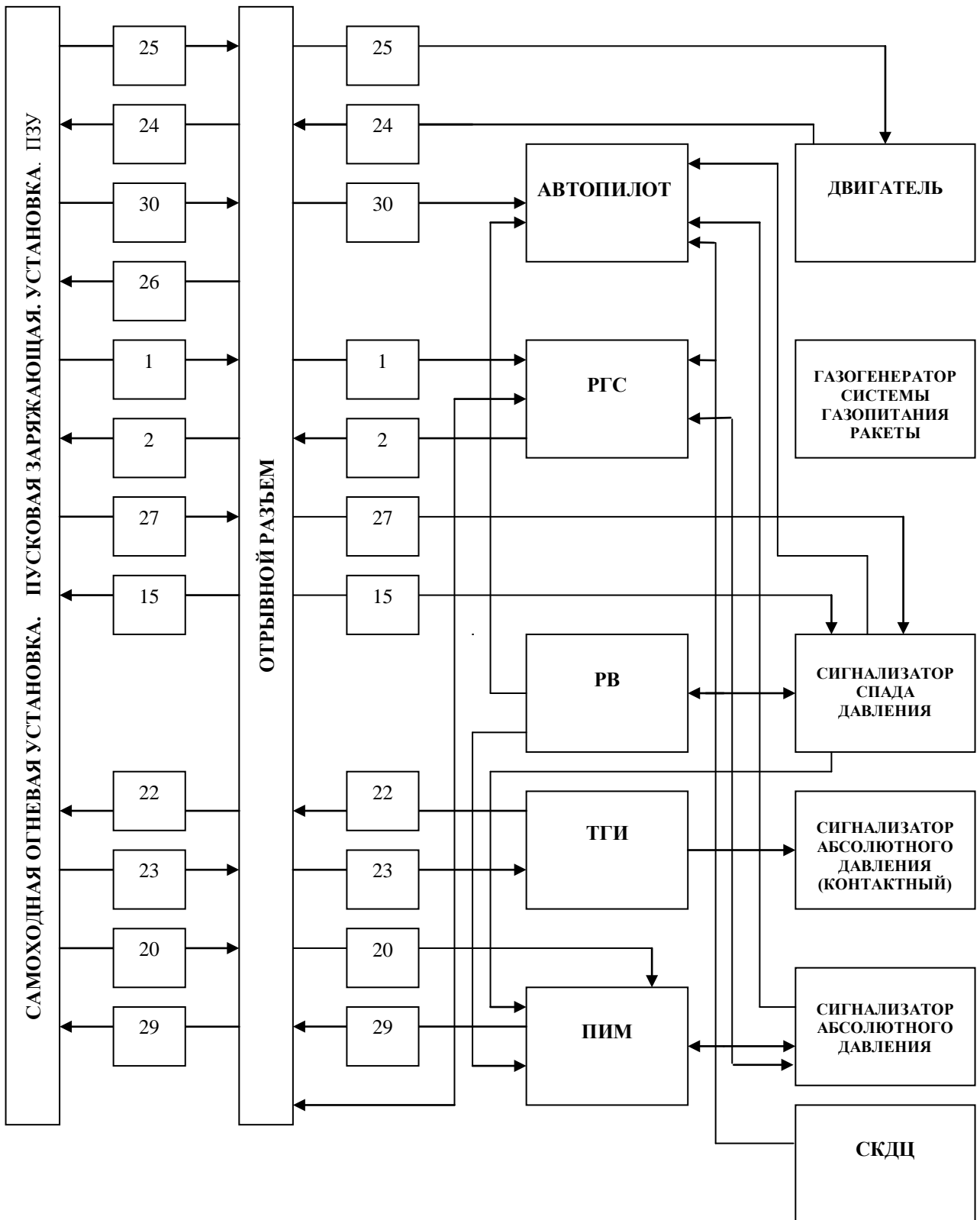


Рис. 23. Функциональная электрическая схема ракеты

9. ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ РАКЕТЫ В РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ

Циклограмма команд, сигналов и процессов при работе ракеты в различных режимах приведена на рис. 24, список команд и сигналов – в табл. 4.

Условные обозначения на рис. 24:

- жирные линии – продолжительности выдачи команд и сигналов означают время отработки и контроля. Исключение составляют команды "+27 В ЗАП" и "СХОД", которые отрабатываются в момент снятия напряжения;
- штрихпунктирная косая линия – интервал времени, в течение которого возможна выдача команд;
- вертикальная штриховка – выход на режим радиовзрывателя и работу газогенератора системы газопитания ракеты и ДУ.

На схеме обозначены команды и сигналы (см. также табл. 4):

БАР.2, БАР.3 – «ПРИЗНАК БАРАБАНА»;

БЦ-РК – баллистическая цель (релейная команда);

ВВ – «ВЫКЛЮЧЕНИЕ ВЫПРЯМИТЕЛЕЙ»;

ВДУ – взведение пиропатрона двигательной установки;

Вкл.Терм. – «ВКЛЮЧЕНИЕ ТЕРМОСТАТА»;

ВЛЦ – «ВЫСОКОЛЕТЯЩАЯ ЦЕЛЬ»;

ГГП – запуск газогенератора системы газопитания ракеты;

ГР, ГФ – на срабатывание пиропатронов запуска форсажного и рабочего газогенераторов ТГИ;

ГРЦ-РК – групповая цель (релейная команда);

ГТГИ – готовность турбогенератора;

ДВ – дальней взведение;

ДЛЦ – «ДАЛЕКОЛЕТЯЩАЯ ЦЕЛЬ»;

ЗАП – запоминания "Полетного задания";

ЗДУ – запуск ДУ;

ЗЗ – запрет захвата;

ЗЗ-ПУ – «ЗАПРЕТ ЗАХВАТА НА ПУСКОВОЙ УСТАНОВКЕ»;

ЗЧ – «ЗАХВАТ ПО ЧАСТОТЕ»;

ИДУ – «ИСХОДНОЕ СОСТОЯНИЕ ПИРОПАТРОНА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ»;

ИПИМ – «ИСХОДНОЕ СОСТОЯНИЕ ПИМ»;

ИТГИ – «ИСХОДНОЕ СОСТОЯНИЕ ТУРБОГЕНЕРАТОРА»;

ИЭК – «ИСХОДНОЕ ЭЛЕМЕНТОВ КОММУТАЦИИ»;

НДЦ – срабатывание детонационной цепи ПИМ (выдается для подрыва БЧ);

НЛЦ-РК – низколетающая цель (релейная команда);

Н17 – выдается при спаде давления ниже $0,09 \text{ кгс/см}^2$ для переключения коэффициентов АП;

ОИС – «ОБЩАЯ ЦЕПЬ ИСХОДНЫХ СОСТОЯНИЙ»;

ПКК – переключение коэффициентов канала крена, курса и тангажа;

ПТШ МР – «МАРШЕВЫЙ РЕЖИМ»;

ПФ – переключение фильтров;

РАЗАР – разарретирование свободного гироскопа автопилота ракеты;

РКА – управления в плоскости азимута;

РКН – управления в плоскости наклона;

ССП – сигнал смещения промаха;

ТСС, КСС – служебные команды, передаются для использования при расшифровке кадра радиокоррекции, содержат адрес ракеты;

УПР – управление (выдается для начала отработки команд управления) ;

ФКА, ФКН – сигналы с фазовых коммутаторов азимута и наклона;

«ФОРСАЖ» – подать на ДУСы форсированное трехфазное напряжение;

ШП – шумовая помеха;

- $\Delta\varphi_A$ – команда наведения антенны РГС в плоскости азимута;
- $\Delta\varphi_H$ – команда наведения антенны РГС в плоскости наклона;
- $\varphi_{Aотр}$ – сигнал обработки антенной РГС рассогласования по азимуту;
- $\varphi_{Hотр}$ – сигнал обработки антенной РГС рассогласования по наклону;
- $\Delta\dot{D}_{отр}$ – сигнал, характеризующий наведение РГС по частоте Доплера;
- $\Delta D_{РК}$ – поправка к сигналу начальной дальности по РЛК;
- $\Delta\dot{D}_{РК}$ – поправка к сигналу наведения по скорости по РЛК;
- $\Delta\omega_{НРК}$ – поправка к угловой скорости линии визирования в плоскости азимута (релейная команда);
- $\Delta\omega_{АРК}$ – поправка к угловой скорости линии визирования в плоскости наклона (релейная команда).

9.1. Работа ракеты в составе комплекса в режиме «ЗАХВАТ В ВОЗДУХЕ»

Режим «ОЖИДАНИЕ». Процесс подготовки ракеты к пуску в режиме «ЗВ» начинается с режима «ОЖИДАНИЕ», который предназначен для обеспечения заданного времени готовности ракеты к пуску.

Длительность режима «ОЖИДАНИЕ» не менее 2,5 мин. В это время в аппаратуру пусковой установки с борта ракеты через отрывной разъем (ШО) поступают следующие сигналы:

- «УСТАНОВЛЕНО» («УСТ»), свидетельствующий об установке ракеты на СОУ или ПЗУ и состыкованности ШО;
- «ПРИЗНАК БАРАБАНА» «БАР 2(4)», выдаваемый при установке в РГС второго прибора (кварцевого генератора) с литерами Л9-Л16;
- «ПРИЗНАК БАРАБАНА» «БАР 3(4)», выдаваемый при установке в РГС третьего прибора с литерами Л17-Л24.

Наличие одновременно сигналов «БАР 2(4)» и «БАР 3(4)» свидетельствует об установке в РГС четвертого прибора с литерами Л25-Л32, а их отсутствие – об установке прибора с литерами Л1-Л8.

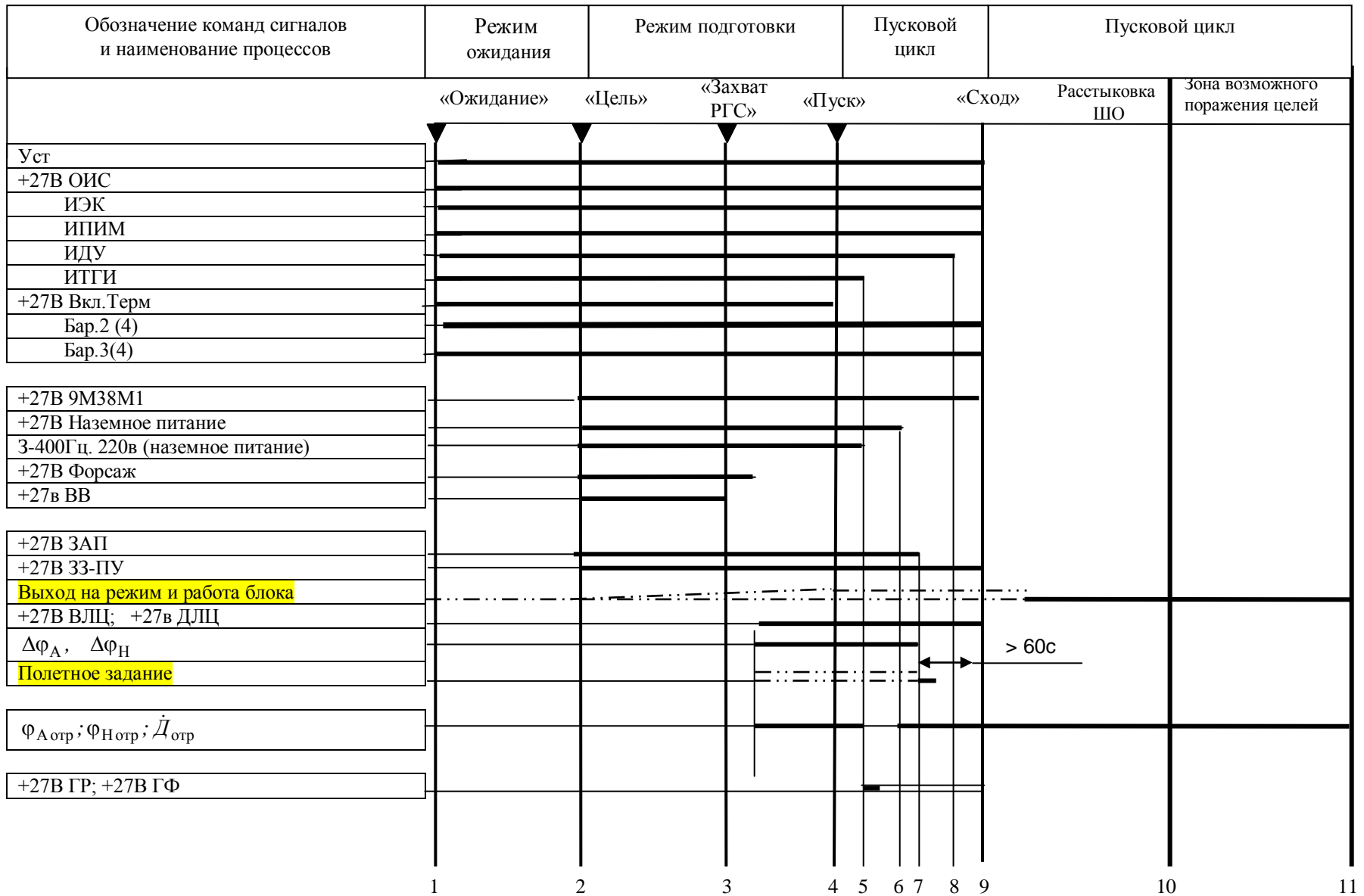
Для оценки состояния цепей безопасности ракеты на нее с СОУ или с ПЗУ через ШО выдается команда «ОБЩАЯ ЦЕПЬ ИСХОДНЫХ СОСТОЯНИЙ» («+27 В ОИС») и при исправных цепях безопасности в аппаратуру пусковой установки с борта ракеты через ШО поступают следующие сигналы:

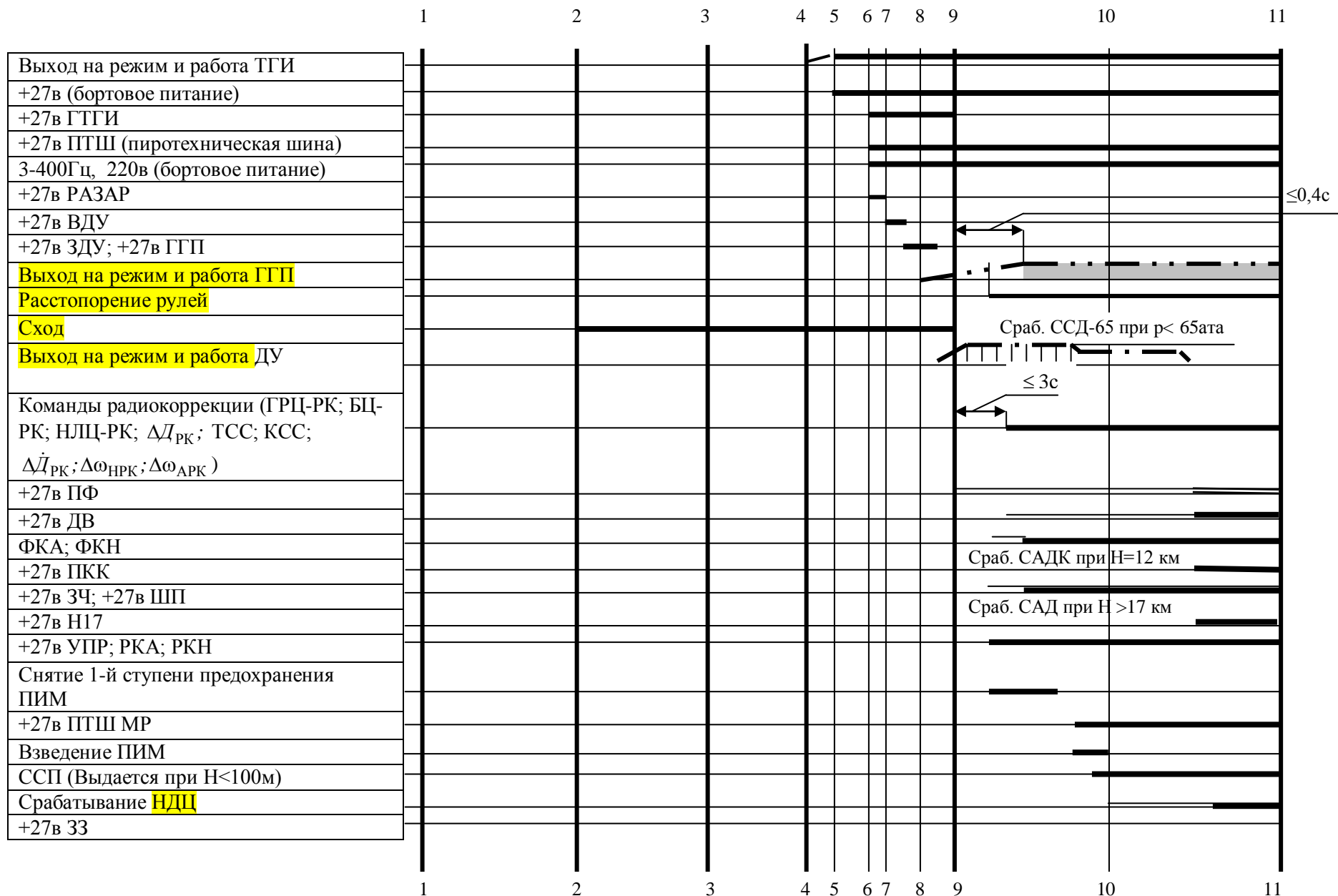
- «ИСХОДНОЕ ЭЛЕМЕНТОВ КОММУТАЦИЙ» («ИЭК»), свидетельствующий об исходном состоянии сигнализатора спада давления ССД-65;
- «ИСХОДНОЕ СОСТОЯНИЕ ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНО-ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО МЕХАНИЗМА» («ИПИМ»), свидетельствующее о наличии всех ступеней предохранения ПИМа;
- «ИСХОДНОЕ СОСТОЯНИЕ ПИРОПАТРОНА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ» («ИДУ»), свидетельствующее об исходном состоянии пиропатрона двигательной установки;
- «ИСХОДНОЕ СОСТОЯНИЕ ТУРБОГЕНЕРАТОРА» («ИТГИ»), свидетельствующее об исходном состоянии коммутационных устройств ТГИ.

При наличии сигналов «УСТ», «ИЭК», «ИПИМ», «ИДУ», «ИТГИ» с СОУ или ПЗУ на борт ракеты выдается команда «ВКЛЮЧЕНИЕ ТЕРМОСТАТА» («+27 В ВКЛ Терм»), обеспечивающая подогрев термостата гетеродина РГС. Время подогрева термостата должно быть не менее 2,5 мин. Снятие команды на включение термостата осуществляется по команде «ПУСК».

Режим «ПОДГОТОВКА». Переход из режима «ОЖИДАНИЕ» в режим «ПОДГОТОВКА» происходит по команде «ЦЕЛЬ», которая выдается средствами комплекса при обнаружении ими цели. Длительность режима «ПОДГОТОВКА» – не менее 14 с.

По команде «ЦЕЛЬ» с аппаратуры пусковой установки на борт ракеты поступает наземное питание в виде постоянного напряжения 27 В и переменного трехфазного напряжения, среднеквадратичное значение которого 220 В 40 Гц. При этом с борта ракеты через ШО поступает сигнал «+27 В 9М38М1» в аппаратуру пусковой установки для изменения алгоритмов и масштабов наведения для ракеты.





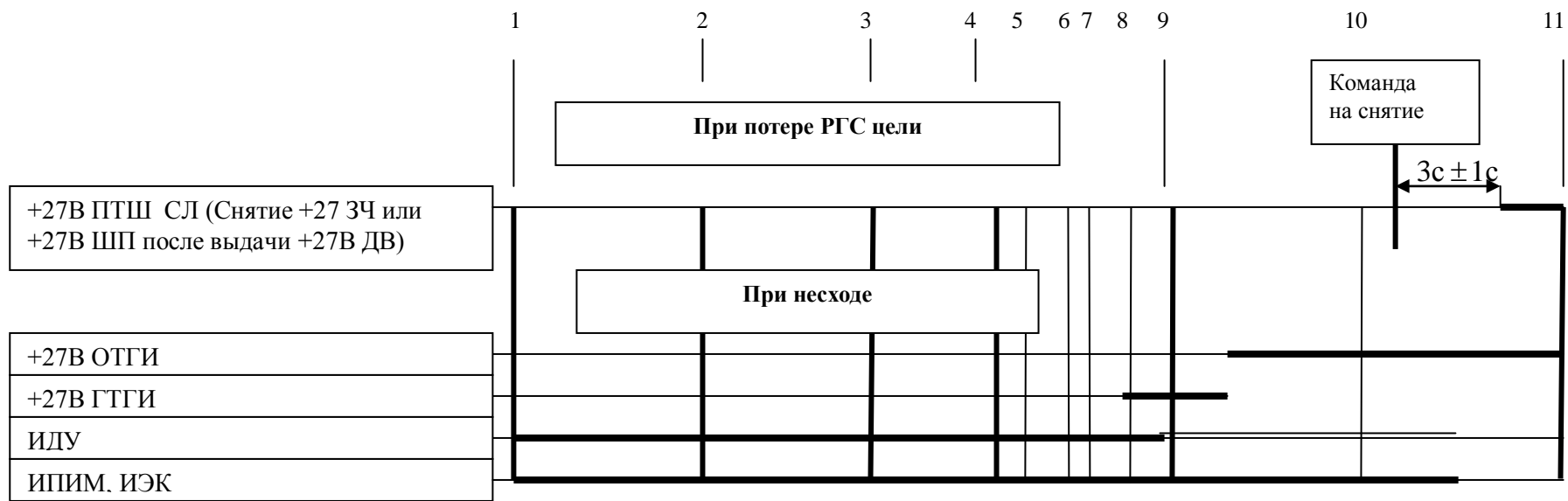


Рис. 24. Схема выдачи команд и сигналов

Одновременно с аппаратуры пусковой установки на борт ракеты поступают:

- команда на включение форсажа («+27 В ФОРСАЖ»), по которой на ДУСы РГС поступает форсированное переменное трехфазное напряжение, среднеквадратичное значение которого 46 В. Через 9-10 с команда «+27 В ФОРСАЖ» снимается и напряжение питания ДУСов уменьшается до 36 В;
- команда «ВЫКЛЮЧЕНИЕ ВЫПРЯМИТЕЛЕЙ» («+27 В ВВ») которая снимается с ракеты при захвате цели радиолокационными средствами СОУ. По снятии команды «+27 В ВВ» включаются вторичные источники питания РГС;
- напряжение +27 В для последующего формирования команды «СХОД», которая формируется снятием напряжения +27 В при сходе ракеты с пусковой установки;
- напряжение «+27 В ЗАП» формируется для запоминания "Полетного задания" РГС через $\Delta t = (0,4-0,5)$ с после команды «+27 В ГТГИ»;
- команда «ЗАПРЕТ ЗАХВАТА НА ПУСКОВОЙ УСТАНОВКЕ» («+27 В 33-ПУ»), запрещающая захват сигнала от цели по частоте на ПУ.

Через 2 с после захвата цели радиолокационными средствами СОУ на борт ракеты с пусковой установки могут поступать:

- разовая команда «ВЫСОКОЛЕТЯЩАЯ ЦЕЛЬ» («+27 В ВЛЦ») выдается в АП для переключения коэффициентов и «ДАЛЕКОЛЕТЯЩАЯ ЦЕЛЬ» («+27 В ДЛЦ») выдается в АП при стрельбе по целям при дальности ≥ 25 км;
- аналоговые команды наведения антенны РГС по углам азимута и наклона ($\Delta\varphi_A$, $\Delta\varphi_H$) и полетное задание в импульсном последовательном коде (ИПК) от кодирующего устройства пусковой установки через отрывной разъем.

Полетное задание содержит номер литеры Л1 (9,17,25) ÷ Л8 (16, 24, 32), в зависимости от номера кварцевого генератора, и команды, характеризующие тактическую обстановку («БЦ», «БЛЗ», «НЛЦ», «НЦ», «З-1», «2РЗ», «3РЗ», «СПТ», «ВИНТ», «ВЛЦ»), а также информацию, определяющую время полета ракеты до выдачи команды «ДАЛЬНЕЕ ВЗВЕДЕНИЕ» ($t_{дв}$), время полета до включения контура управления ($t_{\text{уп}}$), начальную угловую скорость линии визирования в плоскости азимута (ω_{A0}), начальную угловую скорость линии визирования в плоскости наклона (ω_{H0}), значения дальности до цели (D_0) и скорости сближения (\dot{D}_0).

РГС обрабатывает целеуказания по скорости и угловым координатам и выдает сигналы отработки этих целеуказаний $\dot{D}_{\text{отр}}$, $\varphi_{A\text{отр}}$, $\varphi_{H\text{отр}}$ в аппаратуру пусковой установки, где происходит сравнение сигналов наведения и отработки и формируется сигнал готовности к пуску.

9.2. Пусковой ЦИКЛ

Если сформировался сигнал готовности к пуску и цель находится в зоне возможного поражения, может быть выдана команда «ПУСК».

Пусковой цикл длится не более 1,5 с. По команде «ПУСК» аппаратура пусковой установки выдает команды «+27 В ГФ» и «+27 В ГР» на пиропатроны запуска форсажного и рабочего газогенератора ТГИ. Происходит запуск турбогенератора. Горячий газ, вырабатываемый форсажным и рабочим газогенераторами, раскручивает турбину турбогенератора. Отработанный газ выталкивает заглушку из выхлопа ТГИ и выбрасывается за борт ракеты.

При выходе турбогенератора на режим снимается сигнал «ИТГИ», и через 20 мс в аппаратуру пусковой установки выдается команда «+27 В ГТГИ». Одновременно на борту ракеты переключается питание оборудования ракеты с наземного источника бортовой (от ТГИ) по цепи 3 – 400 Гц, 220 В и +27 В, а также выдается напряжение «+27 В ПТШ» для обеспечения работы исполнительных цепей блоков РВ и ПИМ.

По команде «+27 В ГТГИ» аппаратура пусковой установки формирует команду «+27 В РАЗАР», по которой происходит разарретирование свободного гироскопа (ГСИ) автопилота ракеты.

Через (0,05-0,15) с после команды «+27 В ГТГИ» снимается наземное питание +27 В, а через (0,4-0,5) с со снятием напряжения «+27 В ЗАП» формируется команда «ЗАПОМНИТЬ» («ЗАП»), по которой запоминается полетное задание (в течение времени, не превышающего 60 мс), антенна РГС переводится в режим стабилизации и одновременно выдается команда «+27 В ВДУ» на пирозапал взведения пиропатрона запуска двигательной установки. При срабатывании пирозапала взведения в

пиропатроне снимается сигнал «+27 В ИДУ», и аппаратура пусковой установки формирует и выдает на ракету команды «+27 В ЗДУ» и «+27 В ГП». По команде «+27 В ГП» происходит запуск газогенератора системы газопитания ракеты. По команде «+27 В ЗДУ» срабатывает боевой пирозанал пиропатрона, обеспечивая запуск двигательной установки.

9.3. Режим полета

Сход и полет ракеты в среднюю часть зоны возможного поражения. Двигательная установка после запуска выходит на режим и развивает тягу, необходимую для схода и полета ракеты. При движении ракеты на пусковой направляющей происходит расстыковка отрывного разьема и сход ракеты. При этом на ракету снятием напряжения +27 В выдается команда «СХОД».

После подачи команды «СХОД» в автопилоте начинают срабатывать временные устройства и выдаются сигналы:

- на электрическое разарретирование АП (ЭРР) – через 0,4 с;
- маршевый режим (МР) – через 4 с;
- переключение ограничения (ПО) – через 6 с.

Команда «+27 В 33-ПУ» снимается с ракеты по сходу ее с ПУ, одновременно в РГС формируется команда «+27 В 33», которая используется для запрета захвата цели на траектории полета до ее снятия.

Снятие команды «+27 В 33» формируется по следующему алгоритму:

- при стрельбе по специальной траектории (СПТ) – по команде «+27 В ДВ»;
- при отсутствии команды «БЛЗ» и наличии команды «ЗРЗ» – через 4 с после появления команды «ЗАПОМНИТЬ» («ЗАП»);
- по команде «УПРАВЛЕНИЕ» («+27 В УПР») – во всех остальных случаях.

При достижении в системе газопитания ракеты давления от 0,5 до 1,5 МПа происходит механическое расстопорение рулей.

На начальном участке полета ракеты (участок "псевдоинерциального управления) в режиме захвата цели на траектории после схода ракеты данные начального целеуказания непрерывно изменяются в соответствии с решениями уравнений движения ракеты в бортовом вычислителе РГС, вырабатывающем сигналы управления ракетой и положения антенны РГС в пространстве до перехода ракеты на самонаведение. На этом участке полета через время не менее 3 с и при отсутствии команды «ЗРЗ» с СОУ на борт ракеты по радиолинии коррекции выдаются поправки по угловым скоростям линии визирования "ракета-цель" ($\Delta\omega_{АРК}$, $\Delta\omega_{НРК}$), по скорости ($\Delta\dot{L}_{рк}$) и дальности ($\Delta L_{рк}$) для корректировки положения оптической оси головной антенны РГС в пространстве и уточнения целеуказания по частоте Доплера на основе информации, получаемой средствами комплекса после схода ракеты. Таким образом, бортовой вычислитель РГС и радиолиния коррекции управляют положением антенны РГС в пространстве и значением доплеровской частоты $\Delta\dot{L}_{отр}$ в схеме слежения за скоростью на инерциальном участке так, чтобы к моменту снятия команды «+27 В 33» значения углов φ_A , φ_H и $\Delta\dot{L}_{отр}$ обеспечили захват цели РГС.

По команде «ЭРР» происходит электрическое разарретирование автопилота и начинается стабилизация ракеты вдоль линии выстрела.

Через 2,6-14,0 с, в соответствии с $t_{эТ}$, заданным в полетном задании до схода ракеты, РГС формирует и выдает в АП команду «УПРАВЛЕНИЕ» («+27 В УПР»), При этом радиоконанды «РКА» и «РКН» с РГС начинают поступать в автопилот для управления ракетой.

Управление ракетой до выдачи радиолокационной головкой самонаведения команды «ЗАХВАТ ПО ЧАСТОТЕ» («+27 В 3Ч») осуществляется от бортового вычислителя РГС. После снятия команды «+27 В 33» и захвата сигнала цели или шумовой помех и выдается команда «+27 В 3Ч» или «+27 В ШП», а через 0,6 с после команды «+27 В 3Ч» или «+27 В ШП» выдается сигнал «ЗАХВАТ ПО ЧАСТОТЕ ЗАДЕРЖАННЫЙ» («+27 В 3ЧЗ»). РГС переходит в режим самонаведения, при этом величина навигационного коэффициента в ней (при наличии команды «З-1») изменяется с 3,5 на 4,0. Бортовой вычислитель производит оптимальную фильтрацию сигнала угловой скорости линии визирования "ракета-цель", которая используется для выработки сигналов управления ракетой.

При выработке команд «ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ ФИЛЬТРОВ» («+27 В ПФ») и наличии сигнала «+27 В 3ЧЗ» РГС переходит из режима оптимальной фильтрации в режим работы со стационарным

фильтром, структура которого зависит от наличия или отсутствия команды «3-1». Команда «+27 В ПФ» вырабатывается в полете одновременно с командой «+27 В ДВ» до расчетной упрежденной точки встречи.

По команде «+27 В ПФ» и при наличии команды «+27 В ПО» в автопилоте переключается ограничение боковых перегрузок управления с ± 8 единиц на ± 19 единиц перегрузки.

На высоте 12000÷1500 м срабатывает сигнализатор абсолютного давления САДК-0,2А, который выдает в автопилот команду на переключение коэффициентов канала крена, курса и тангажа («+27 В ПКК»).

При достижении ракетой продольной осевой перегрузки от 7 до 13 единиц, возникающей при старте ракеты, в ПИМе снимается первая ступень предохранения. При спаде давления в двигательной установке до величины 6,5 МПа (за время, не превышающее 5,5 с после схода) срабатывает сигнализатор спада давления ССД-65 и выдается сигнал «+27 В ПТШ МР» для снятия второй ступени предохранения в ПИМе.

Активная работа радиовзрывателя (работа на излучение) начинается по команде «ДАЛЬНЕЕ ВЗВЕДЕНИЕ» («+27 В ДВ»), поступающей с РГС. Минимальное время выдачи команды «+27 В ДВ» (3,7 с после схода ракеты) выбрано из условия обеспечения нормальной работы радиовзрывателя в различных режимах работы. При подлете ракеты к цели происходит ближнее взведение РВ. Для формирования команды ближнего взведения используются сигналы «ФКА» и «ФКН» (с фазовых коммутаторов канала азимута и канала наклона) контура углового сопровождения РГС.

В случае когда амплитуда и количество импульсов, отраженных от цели, достигают заданной величины, РВ выдает в ПИМ команду «СРАБАТЫВАНИЕ» («СРАБ. НДЦ») для подрыва БЧ ракеты.

При потере РГС цели на траектории полета ракеты РВ формирует и выдает в ПИМ команду «САМОЛИКВИДАЦИЯ» («+27 В ПТШ СЛ») для подрыва БЧ ракеты в воздухе.

При несостоявшемся старте ракеты аппаратура пусковой установки через 2,5-3 с после команды «ПУСК» выдает на борт ракеты команду «ОТБОЙ» («+27 В ОТГИ»), по которой отключается питание бортовой аппаратуры, обесточивается пиротехническая шина и снимается сигнал «ГОТОВНОСТЬ ТУРБОГЕНЕРАТОРА» («+27 В ГТГИ»).

Работа ракеты в ближней зоне характеризуется минимальным временем для подготовки боевого снаряжения ракеты к выполнению боевой задачи, малыми дальностями встречи ракеты с целью и, соответственно, повышенными маневренными характеристиками ракеты.

Работа боевого снаряжения на минимальной упрежденной дальности обеспечивается минимальным временем взведения РВ $t_{дв} \approx 3,7$ с полета ракеты и полным взведением ПИМа к 5,75 с после схода ракеты, т.е. готовностью РВ к 18 с после подачи на ракету питания. Повышенные маневренные характеристики ракеты обеспечиваются минимальным временем начала управления по $t_{э} = 2,6$ с, минимальным временем снятия команды «+27 В 33» и переключением на максимальные перегрузки в АП по команде «+27 В ПФ», вырабатываемой одновременно с командой «+27 В БЛЗ».

Работа ракеты по низколетящей цели. При высоте полета цели ниже 600 м в РВ с РГС выдается команда «НИЗКОЛЕТЯЩАЯ ЦЕЛЬ» («+5 В НЛЦ»), передаваемая на борт ракеты ИПК или по РЛК. В РВ при подлете ракеты к подстилающей поверхности включаются система плавного сокращения дальности действия и системы формирования сигнала смещения промаха («ССП») для смещения вверх математического ожидания трубки промаха и выключается канал помехозащиты на время действия основного строба.

Система формирования «ССП» при приближении ракеты к подстилающей поверхности вырабатывает сигнал смещения промаха, выдаваемый в автопилот. Величина этого сигнала пропорциональна разности времени пролета ракетой высот 150 и 100 м. По сигналу смещения промаха ракета отклоняется вверх от подстилающей поверхности, что повышает вероятность поражения низколетящих целей.

При снижении высоты полета ракеты примерно до 45 м от подстилающей поверхности начинает работать контур автоматического сокращения строба дальности, плавно уменьшающий дальность действия РВ. Это снижает вероятность срабатывания РВ от подстилающей поверхности, тем самым увеличивается вероятность поражения цели на малых высотах.

Дальнейшая стабилизация и наведение ракеты и поражение цели осуществляются так же, как при полете ракеты в среднюю часть зоны возможного поражения.

Работа ракеты по высоколетящей цели. При работе по высоколетящей цели аппаратура пусковой установки выдает в РГС по ИПК команду «ВЛЦ», а в автопилот – команду «ВЫСОКОЛЕТЯЩАЯ ЦЕЛЬ» («+27 В ВЛЦ»).

Дополнительно при полете на высоте 17 км и выше на ракете срабатывает сигнализатор абсолютного давления САД-0,09А, который формирует команду «+27 В Н17» для РГС и АП. Команды «ВЛЦ» или «+27 В Н17» в РГС изменяют параметры стационарного фильтра.

По команде «+27 В Н17» или по совпадению команд «+27 В ВЛЦ» и «+27 В ПКК» (срабатывание САДК-0,2А) плюс 8 с (после срабатывания САДК-0,2А) изменяются коэффициенты передачи каналов в автопилоте.

Дальнейшая стабилизация и наведение ракеты и поражение цели осуществляются аналогично полету ракеты в среднюю часть зоны возможного поражения.

Работа ракеты по далеколетящей цели. При стрельбе в точку поражения с дальностью не менее 25 км аппаратура пусковой установки выдает на борт ракеты команду «ДАЛЕКОЛЕТЯЩАЯ ЦЕЛЬ» («+27 В ДЛЦ»).

При наличии этой команды по сходу ракеты с ПУ запускается временное устройство в автопилоте. Это временное устройство на 35-й секунде полета ракеты вырабатывает сигнал для переключения коэффициентов каналов автопилота. Одновременно при наличии команды «+27 В ДЛЦ» изменяется алгоритм пуска в ПУ для обеспечения оптимального использования энергии двигательной установки и благоприятных условий встречи ракеты с целью. Дальнейшая стабилизация и наведение ракеты и поражение цели осуществляются так же, как при полете ракеты в среднюю часть зоны возможного поражения.

Работа ракеты по зависающему вертолету. При наведении ракеты на зависающий вертолет по сигналу от вращающегося винта из аппаратуры ПУ в РГС импульсным последовательным кодом выдается команда «ВИНТ». По этой команде РГС переходит в режим работы с принудительным замыканием контура углового сопровождения (принудительное формирование команды «+27 В ЗЧ» после снятия команды «+27 В ЗЗ») и отсутствием слежения за изменением скорости сближения "ракета-цель".

Вопросы для самоконтроля

1. Какие команды выполняются при работе СОУ в режиме «Ожидание»?
2. Какие команды выполняются при работе СОУ в режиме «Подготовка»?
3. Какие команды реализуются на борту ракеты в период пускового цикла?
4. Как функционирует бортовое оборудование ракеты после схода ее с направляющих?
5. Как работает АП после подачи команды «СХОД»?
6. Когда и почему реализуется команда запрета захвата цели «+27 В ЗЗ»?
7. Когда ракета переходит на самонаведение?
8. Как управляется ракета на начальном («псевдоинерциальном») участке управления?
9. Когда РГС начинает активно функционировать?
10. Какую функцию выполняет навигационный коэффициент?
11. Когда и почему в АП переключаются ограничения на величины боковых перегрузок?
12. Почему САДК-0,2А выдает команду «+27 В ПКК»?
13. Когда и как происходит снятие первой ступени предохранения ПИМа?
14. Когда и как происходит снятие второй ступени предохранения ПИМа?
15. Когда начинается активная работа РВ?
16. Чем определяется минимальное время начала работы РВ?
17. Как определяется время срабатывания ПИМа?
18. Нет ли противоречий в утверждении, что «работа боевого снаряжения на минимальной упрежденной дальности обеспечивается готовностью РВ к 18-й секунде после подачи на ракету питания, то есть к третьей секунде полета, минимальным временем взведения РВ $t_{дв} \approx 3,7$ с полета ракеты и полным взведением ПИМа к 5,75 с после схода ракеты»?
19. С какой целью при работе ракеты по низколетящей цели в РВ вводится сигнал «ССП»?
20. Когда и почему начинает работать контур автоматического сокращения строга дальности?
21. В чем особенность наведения ракеты по низколетящей цели?
22. В чем особенность наведения ракеты по высоколетящей цели?
23. В чем особенность работы ракеты в ближней зоне?
24. В чем особенность наведения ракеты по цели, находящейся на расстояниях более 25 км?
25. Чем различаются траектории полета ракеты при стрельбе по целям, находящимся на разных высотах и дистанциях, в том числе по зависающему вертолету?

10. РАЗМЕЩЕНИЕ РАКЕТ НА ТРАНСПОРТНОЙ МАШИНЕ И ПУСКОВЫХ УСТАНОВКАХ

Ракеты 9М38МІ могут размещаться на транспортной машине 9Т229, 9Т243 (ТМ), самоходной огневой установке 9А3І0МІ (СОУ) и пусковой заряжающей установке 9А39МІ (ПЗУ).

На транспортных ложементках ТМ размещается до восьми ракет без контейнеров или до шести ракет в контейнерах, которые крепятся с помощью тяг и прижимов, входящих в комплект оборудования ТМ. Кроме того, в состав ТМ входит комплект съемных грунтовых ложементов, на которые ракеты могут укладываться для осмотров и проверок.

На пусковом устройстве СОУ размещается до четырех ракет. На ПЗУ можно разместить до восьми ракет (до четырех – на пусковых направляющих и до четырех – на транспортных ложементках).

Для стыковки со средствами комплекса на ракете имеется система бугелей (передний, средний и задний). Для крепления ракеты при транспортировании на средствах комплекса используются передний и задний бугели, а при пуске - средний и задний. Крепление ракеты от осевого перемещения при транспортировании производится без зазора за задний бугель.

Электрическая связь бортового оборудования ракеты с аппаратурой СОУ, ПЗУ обеспечивается через отрывной разъем (ШО). При хранении ракеты с расстыкованным ШО (на ТМ, транспортных ложементках ПЗУ, грунтовых ложементках и в контейнере) вилка отрывного разъема на ракете должна быть закрыта заслонкой защитного устройства ШО.

11. КОМАНДЫ И СИГНАЛЫ, ИХ СХЕМНОЕ ОБОЗНАЧЕНИЕ И ОПИСАНИЕ

Т а б л и ц а 4

Номер сигнала команды	Наименование сигналов команд	Обозначение	Описание сигналов, команд
1 СОУ, ПЗУ – ГСН			
1	2	3	4
1	Включение термостата	+27 В Вкл.Терм.	Выдается при предварительном включении для подогрева термостата. Время подогрева термостата должно быть не менее 2,5 мин. Снимается по команде «ПУСК»
3	Включение форсажа	+27 В ФОРСАЖ	Выдается по команде «ЦЕЛЬ» одновременно с подачей наземного питания
4	Запрет захвата на ПУ	+27 В 33-ПУ	Запрещает срабатывание автомата захвата РГС на пусковой установке
5	Выключение выпрямителей	+27 В ВВ	Снимается для включения вторичных источников питания РГС
6	Запомнить	+27 В ЗАП	Формируется снятием цепи +27 В для запоминания «Полетного задания» РГС через $\Delta t=0,4-0,5$ с после команды «ГОТОВНОСТЬ ТУРБОГЕНЕРАТОРА»
9	Ручная регулировка усиления приемника РГС по каналу 1	РРУ1 (АРУ 1)	Выдается для наведения РГС на источник помехи в режиме «Обзор», только в СОУ
10	Ручная регулировка усиления приемника РГС по каналу 2	РРУ2	То же
11	Команда наведения антенны в плоскости азимута	$\Delta\varphi_A$	Выдается для наведения антенны РГС
12	Команда наведения антенны в плоскости наклона	$\Delta\varphi_N$	То же
15	Тактовый импульс	ТИ	Служебный сигнал, выдается с кодирующего устройства при выдаче «Полетного задания»
16	Запускающий импульс	ЗИ	То же

1	2	3	4
17	Винт	Винт	Выдается при стрельбе по зависающему или медленно летящему вертолету
18	Высоколетящая цель	ВЛЦ	Выдается при высоколетящей цели
20	Номер литеры	Л1 (25)-Л8(32)	Выдается для автоматической установки литерной частоты в РГС в зависимости от номера прибора установки литеров
21	Групповая цель	ГРЦ	Выдается при стрельбе по групповой цели
22	Баллистическая цель	БЦ	Выдается при стрельбе по баллистической цели
23	Неподвижная цель	НЦ	Выдается при $ \dot{D}_0 \leq 50$ м/с
25	Ближняя зона	БлЗ	Выдается при $D_y \leq 7$ км
26	Средняя зона	З-1	Выдается при $D_y \leq 17$ км
27	Вторая ракета залпа	2РЗ	Выдается для приема сигналов радиокоррекции второй ракетой залпа
28	Третья ракета залпа	3РЗ	Выдается для запрета приема сигналов радиокоррекции третье и последующими ракетами залпа при пусках с СОУ. В ПЗУ эта команда выдается всегда.
29	Низколетящая цель	НЛЦ	Выдается при высоте полета цели $H_{ц} \leq 0,6$ км
30	Специальная траектория	СПТ	Выдается при стрельбе в помех типа «Смальта»
32	Начальная угловая скорость линии визирования в плоскости азимута	ω_{A0}	
33	Начальная угловая скорость линии визирования в плоскости наклона	ω_{H0}	
34	Команда наведения по скорости	\dot{D}_0	
35	Команда наведения по дальности	D_0	
36	Время полета до включения контура управления	$t_{эТ}$	
37	Время полета до выдачи команды «Дальнее взведение»	$t_{дв}$	

2	ГСН – СОУ, ПЗУ
----------	-----------------------

38	Сигнал обработки антенной по азимуту	$\varphi_{Aотр}$	Сигнал, характеризующий угловое положение антенны РГС по азимуту
39	Сигнал обработки антенной по наклону	$\varphi_{Hотр}$	Сигнал, характеризующий угловое положение антенны РГС по наклону
40	Сигнал обработки по скорости	$\dot{D}_{отр}$	Сигнал, характеризующий наведение РГС по частоте Доплера
41	Признак барабана 2 (4)	Бар 2 (4)	Выдается при установке в РГМС второго прибора литеров (Л9-16)
42	Признак барабана 3 (4)	Бар 3 (4)	Выдается при установке в РГМС второго прибора литеров (Л17-24)
43	Выход головного приемника 1	ВГП1	Используется для оценки помеховой обстановки в режиме «Обзор» только для СОУ
44	Выход головного приемника 2	ВГП2	

4 ГСН – Радиовзрыватель			
1	2	3	4
45	Захват по частоте	+27 В ЗЧ	Снимается при срыве РГС сопровождения цели оп частоте или шумовой помехе
46	Шумовая помеха	+27 В ШП	
47	Сигнал, пропорциональный скорости сближения	$\dot{D}_{отр}$	Характеризует скорость сближения
48	Низколетящая цель	+5 В НЛЦ	Выдается при поступлении команд «НЛЦ» в РГС по РЛК или по линии ИПК
49	Баллистическая цель	+5 В БЦ	Выдается при поступлении команды «БЦ» в РГС по РЛК или по линии ИПК
50	Дальнее взведение	+27 В ДВ	Выдается в момент $t = t_{дв}$ для дальнего взведения РВ
51	Сигнал с фазового коммутатора азимута	ФКА	Выдается для формирования команды «БЛИЖНЕЕ ВЗВЕДЕНИЕ РВ»
52	Сигнал с фазового коммутатора наклона	ФКН	Выдается для формирования команды «Ближнее взведение». При отсутствии команды «+27 В ЗЧ» выдаются шумы
5 Радиовзрыватель - Автопилот			
53	Сигнал смещения промаха	ССП	Сигнал выдается для смещения вверх трубки промаха по разности времен пролета дальности 150м и 100м до подстилающей поверхности
6 Автопилот – ГСН			
54	Питание	+27 В 3~ 400 Гц	Наземное питание поступает транзитом от СОУ, ПЗУ. После сигнала «+27 В ГТГИ» питание поступает от бортового источника
7 ГСН – Автопилот			
55	Управление	+27 В УПР	Выдается для начала отработки команд управления
56	Переключение фильтров	+27 В ПФ	Выдается для переключения ограничения боковых перегрузок в АП
57	Команда управления в плоскости азимута	РКА	Выдается после выработки команды «+27 В УПР»
58	Команда управления в плоскости наклона	РКН	
8 Радиовзрыватель – ПИМ			
59	Срабатывание	СРАБ. НДЦ	Выдается для подрыва БЧ
60	Самоликвидация	27 В ПТШ СЛ	При пусках с СОУ и ПЗУ выдается при наличии «+27В ДВ» и одновременном отсутствии в течение $(3 \pm 1) \text{ с}$ команд «+27 В ЗЧ» и «+27 В ШП»
9 Турбогенератор – Радиовзрыватель			
61	Питание	+27 В 3~ 400 Гц 220 В	Наземное питание поступает транзитом от СОУ, ПЗУ. После сигнала «+27 В ГТГИ» питание поступает от бортового источника
62	Напряжение пиротехнической шины	+27 В ПТШ	Выдается для формирования команды «+27 В ПТШ СЛ»
63	Готовность турбогенератора	+27 В ГТГИ	Выдается для запоминания разовых команд НВЦ, ПКР

10 Турбогенератор – Автопилот			
1	2	3	4
64	Питание	+27 В 3~ 400 Гц 220 В	Наземное питание поступает транзитом от СОУ, ПЗУ. После сигнала «+27 В ГТГИ» питание поступает от бортового источника
11 Турбогенератор – ПИМ			
65	Напряжение пиротехнической шины	+27 В ПТШ	Поступает по сигналу «+27 В ГТГИ»
12 Турбогенератор – Система контактных датчиков			
66	Напряжение пиротехнической шины	+27 В ПТШ	Поступает по сигналу «+27 В ГТГИ»
13 Система контактных датчиков – ПИМ			
67	Сигнал срабатывания контактных датчиков цели (от ГМД)	СРАБ. КДЦ	Выдается при соударении изделия 9М38М1 с преградой
14 ССД-65 – ПИМ			
68	Маршевый режим	+27 В ПТШ МР	Выдается при спаде давления в двигателе и срабатывании ССД-65 для снятия 2 ступени предохранения в ПИМе
15 ССД-65 – СОУ, ПЗУ			
69	Исходное элементов коммутации	ИЭК	Свидетельствует об исходном состоянии сигнализатора спада давления ССД-65
17 САДК-0,2А – Автопилот			
70	Переключение коэффициентов каналов	+27 В ПКК	Выдается при спаде давления ниже 0,02 МПа для переключения коэффициентов АП
18 САД-0,09А – Автопилот			
71	Высота 17 км	+27 В Н17	Выдается при спаде давления ниже 0,009 МПа для переключения коэффициентов АП
19 САД-0,09А – ГСН			
72	Высота 17 км	+27 В Н17	Выдается при спаде давления ниже 0,009 МПа для переключения постоянной времени звена стационарного фильтра
20 СОУ, ПЗУ – ПИМ			
73	Общая цепь исходных состояний	+27 В ОИС	Выдается для проверки исходного состояния ПИМа
21 СОУ, ПЗУ – ГП			
74	Запуск ГП	+27 В ГП	Выдается одновременной с командой на запуск двигательной установки
22 Турбогенератор – СОУ, ПЗУ			
75	Исходное турбогенератора	ИГТИ	Свидетельствует об исходном состоянии коммутационных устройств ТГИ
76	Готовность турбогенератора	+27 В ГТГИ	Выдается при выходе на режим ТГИ

23 СОУ, ПЗУ – Турбогенератор			
1	2	3	4
77	Запуск ГР турбогенератора	+27 В ГР	Выдается по команде «ПУСК»
78	Запуск ГФ турбогенератора	+27 В ГФ	То же
79	Питание	+27 В 3~ 400 Гц 220 В	Наземное питание выдается транзитом через ТГИ на блоки ракеты по команде «Цель». Снимается: 220 В по сигналу «+27 В ГТГИ», 27 В через 0,05 с-0,15 с после сигнала «+27 В ГТГИ»
80	Общая цепь исходных состояний	+27 В ОИС	Выдается для проверки исходного состояния
81	Отключение ТГИ	+27 В ОТГИ	Выдается с момента формирования команды «ОТКАЗ» в блоке пуска в течение не менее 180 с. Используется для отключения ТГИ от бортовой аппаратуры. Наземное питание должно быть снято.
24 ДУ – СОУ, ПЗУ			
82	Исходное состояние пиропатрона двигательной установки	ИДУ	Свидетельствует об исходном состоянии пиропатрона двигательной установки
25 СОУ, ПЗУ – ДУ			
83	Взведение пиропатрона двигательной установки	+27 В ВДУ	Выдается при наличии сигнала «+27 В ГТГИ» одновременно с командой «Запомнить»
84	Запуск двигательной установки	+27 В ЗДУ	Выдается после взведения пиропатрона двигательной установки
85	Общая цепь исходных состояний	+27 В ОИС	Выдается для проверки исходного состояния цепи пиропатрона двигательной установки
26 ШО – СОУ, ПЗУ			
86	Установлено	УСТ	Свидетельствует о состыкованности ШО
87	Признак изделия 9М38М1	+27 В 9М38М1	Свидетельствует об установке изделия 9М38М1. Выдается по команде «Цель»
СОУ, ПЗУ – ССД-65			
88	Общая цепь исходных состояний	27 +27 В ОИС	Выдается для проверки исходного состояния сигнализатора спада давления (ССД-65)
29 Радиовзрыватель – СОУ, ПЗУ			
89	Исходное состояние ПИМ	ИПИМ	Свидетельствует о наличии всех ступеней предохранения ПИМ
30 СОУ, ПЗУ – Автопилот			
90	Разарретировать	+27 В РАЗАР	Выдается при получении сигнала «+27 В ГТГИ» до схода ракеты
91	Сход	+27 В СХОД	Формируется в начале движения ракеты при расстыковке ШО. Напряжение +27 В для формирования команды «Сход» выдается в АП по команде «Цель»
92	Высоколетящая цель	+27 В ВЛЦ	Выдается для переключения коэффициентов в АП
93	Далеколетящая цель	+27 В ДЛЦ	Выдается при стрельбе в точку поражения при $D_v \geq 25$ км

33 СОУ – ГСН (по радиолинии коррекции)			
1	2	3	4
94	Групповая цель	ГРЦ-РК (разовые команды)	Передается при стрельбе по групповой цели
95	Низколетящая цель	НЛЦ-РК (разовые команды)	Передается при стрельбе по низколетящей цели
96	Баллистическая цель	БЦ-РК (разовые команды)	Передается при стрельбе по баллистической цели
97	Поправка к угловой скорости $\Delta\omega_{АРК}$ линии визирования в плоскости азимута	непрерывные команды	Передаются для корректировки соответствующих параметров в бортовом вычислителе
98	Поправка к угловой скорости $\Delta\omega_{НРК}$ линии визирования в плоскости наклона		
99	Поправка к сигналу скорости $\Delta\dot{D}_{РК}$		
100	Поправка к сигналу скорости $\Delta D_{РК}$		
101	Кадровое слово	КСС	Служебные команды. Передаются для использования при расшифровке кадра радиокоррекции. Содержат адрес ракеты
102	Тактовое слово	ТСС	
34 Турбогенератор – САДК-0,2А			
103	Питание	+27 В	Наземное питание поступает транзитом от 9А310М1, 9А39М1. Через 0,05-0,15 с после сигнала «+27 В ГТГИ» питание выдается от бортового источника
35 Турбогенератор – САД-0,9А			
104	Питание	+27 В	Наземное питание поступает транзитом от 9А310М1, 9А39М1. Через 0,05-0,15 с после сигнала «+27 В ГТГИ» питание выдается от бортового источника
36 Турбогенератор – ССД-65			
105	Питание	+27 ПТШ	Выдается по сигналу «27 В ГТГИ»

Примечания. 1. Команды по пп. 17-37 являются ПОЛЕТНЫМ ЗАДАНИЕМ, выдаются импульсным последовательным кодом (ИПК) от кодирующего устройства САУ, ПЗУ через ШО. D_y – дальность угловая.

2. При установке 4-го прибора Э2-1 признак выдается одновременно по цепи Бар 2, Бар 3.

Библиографический список

1. *Техника и вооружение*. Зенитные ракетные комплексы ПВО Сухопутных войск. Ч. 1. Июнь 2003. 40 с.
2. *Ельцин С.Н.* Устройство и функционирование зенитной ракеты 9М331-М «ТОР-М1»: учеб. пособие / БГТУ. СПб., 2005. 55 с.
3. *Военный парад*. 1998. №2. С.16, 49.
4. *Оружие и технологии России: Энциклопедия*. XXI век. Т. IX. М.: Изд. дом «Оружие и технологии», 2004.
5. *Зенитное ракетное оружие мира: Справочник*. М.: Информационное агентство АРМС-ТАСС, 2006. 289 с.

О Г Л А В Л Е Н И Е

ВВЕДЕНИЕ	3
ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ.....	4
1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ЗЕНИТНОМ РАКЕТНОМ КОМПЛЕКСЕ «БУК»	5
2. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАКЕТЕ	12
2.1. Назначение, состав, технические данные и условия эксплуатации ракеты.....	12
2.2. Общее устройство и принцип действия ракеты	13
2.3. Краткие сведения о методе наведения ракеты	23
3. ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА РАКЕТЫ	25
3.1. Назначение, состав и устройство двигательной установки	25
3.2. Работа двигателя.....	27
4. АППАРАТУРА УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТОЙ.....	27
4.1. Радиолокационная головка самонаведения.....	27
4.2. Автопилот	31
5. БОЕВОЕ СНАРЯЖЕНИЕ РАКЕТЫ	35
5.1. Боевая часть	35
5.2. Радиовзрыватель.....	35
5.3. Предохранительно-исполнительный механизм	39
6. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ РАКЕТЫ	42
6.1. Бортовой источник питания	42
6.2. Кабельная сеть ракеты.....	45
7. СИСТЕМА ГАЗОПИТАНИЯ РАКЕТЫ И СИСТЕМА ЗАМЕРА СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ.....	46
8. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СХЕМА РАКЕТЫ	49
9. ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ РАКЕТЫ В РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ ..	51
9.1. Работа ракеты в составе комплекса в режиме «ЗАХВАТ В ВОЗДУХЕ»	52
9.2. Пусковой ЦИКЛ	56
9.3. Режим полета	57
10. РАЗМЕЩЕНИЕ РАКЕТ НА ТРАНСПОРТНОЙ МАШИНЕ И ПУСКОВЫХ УСТАНОВКАХ	60
11. КОМАНДЫ И СИГНАЛЫ, ИХ СХЕМНОЕ ОБОЗНАЧЕНИЕ И ОПИСАНИЕ.....	60
<i>Библиографический список</i>	65

Ельцин Станислав Николаевич

Зенитные ракетные комплексы «Бук». Ракета 9М38М, устройство и функционирование

Редактор *Г.М. Звягина*

Корректор *Л.А. Петрова*

Компьютерная верстка *С.В. Каиуба*

Подписано в печать 30.03.2009. Формат бумаги 60x84/8. Бумага документная.

Печать трафаретная. Усл. печ. л. 8,25 . Тираж 100 экз. Заказ № 45

Балтийский государственный технический университет

Типография БГТУ

190005, С.-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д.1