

С.Н. ЕЛЬЦИН

**УСТРОЙСТВО
И ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ
ЗЕНИТНОЙ РАКЕТЫ 9М331 “ТОР-М1”**



Министерство образования и науки Российской Федерации
Балтийский государственный технический университет “Военмех”
Институт ракетной техники

С.Н. ЕЛЬЦИН

УСТРОЙСТВО
И ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ
ЗЕНИТНОЙ РАКЕТЫ 9М331 “ТОР-М1”

Учебное пособие

Санкт-Петербург
2005

УДК 623.462(075.8)

Е58

Ельцин, С.Н.
Е 58 Устройство и функционирование управляемой зенитной ракеты 9М331 «Тор-М1»: Учебное пособие / С.Н. Ельцин; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2005. 54 с.

Пособие содержит техническое описание ракеты и ее составных частей. Описываются траектория полета, алгоритм наведения на цель, принципы действия и функционирование основных узлов ракеты, последовательность работы ракеты в составе комплекса и ее основных элементов.

Предназначено для студентов дневного и вечернего отделений, изучающих дисциплину «Основы устройства и конструкции ракет» на факультетах «Авиа- и ракетостроение», «Информационных и управляющих систем» и «Мехатроники и управления».

УДК 623.462(075.8)

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. *Б.И. Марченко* (ВМА им. Кузнецова),
канд. техн. наук, проф. *БГТУ Г.В. Барбашов*

*Утверждено
редакционно-издательским
советом университета*

© С.Н. Ельцин, 2005
© БГТУ, 2005

ВВЕДЕНИЕ

Основные требования, которые должны учитываться при создании зенитных ракетных комплексов (ЗРК), определяются в первую очередь характеристиками целей. Принятие на вооружение высокоточного оружия, имеющего свои специфические характеристики, расширило спектр этих требований.

Таковыми характеристиками являются:

- малая эффективная поверхность рассеивания целей, особенно в передней полусфере, 0.1 м^2 для сантиметрового диапазона волн (1.5-5 см);
- широкий диапазон высот (30-60 м – нижний уровень высот полета) и углов ($45 - 60^\circ$ и более) подхода ЗРК к прикрываемым объектам;
- широкий диапазон скоростей полета (200 – 700 м/с) и располагаемых поперечных перегрузок (8 - 10);
- высокий уровень защищенности оружия особенно таких видов как управляемые бомбы, снаряды.

Учитывая эти характеристики, можно выделить следующие общие требования к ЗРК:

- высокая степень готовности (3-4 с);
- малое время разгона ракеты до максимальных скоростей (3-5 с) и поддержание этих скоростей до момента поражения воздушной цели;
- высокие маневренные качества (располагаемые поперечные перегрузки не ниже 10);
- соответствующее боевое оснащение ракеты, способное разрушать сильно защищенные цели;
- низкая стоимость ЗРК (на уровне применяемого высокоточного оружия).

Эти требования могут быть реализованы за счет:

- высокой автоматизации комплекса;
- применения эффективных радиолокационных средств обнаружения целей и передачи команд на борт ракеты;
- применения мощных алгоритмов и вычислительных средств обработки информации, автоматизированного сопровождения ракеты;
- конструктивных решений, позволяющих найти компромисс между ценой и эффективностью ЗРК.

Перечисленным требованиям удовлетворяет комплекс “Тор-М1”.

В данном пособии приводятся общие сведения о комплексе “Тор-М1”, его работе и о ракете, которой он оснащен. Подробно рассматриваются устройство, особенности функционирования ракеты и ее элементов при подготовке к пуску, при пуске, в полете и при встрече с целью.

Пособие предназначено для студентов, обучающихся по специальностям, учебные планы которых содержат дисциплины, связанные с изучением устройства и функционирования ракет. Для облегчения усвояемости информации, изложенной в пособии, в конце текста даются вопросы для самоконтроля.

На основании этих вопросов составлена электронная версия проверки знаний студентов.

Автор выражает благодарность профессору Л.Н. Бызову за критические замечания, способствовавшие улучшению качества рукописи, а также С.А. Чирикову и К.А. Афанасьеву за техническую помощь в создании данного пособия.

Перечень принятых сокращений

АП	– автопилот
АСА	– аппаратура стартовой автоматики
БИГГ	– блок источников горячих газов
БРУ	– бортовая радиоаппаратура управления
БМ	– боевая машина
БЧ	– боевая часть
ВВ	– взрывчатое вещество
ГГ	– газогенератор
ЗГУРД	– защитно-герметизирующее устройство разового действия
ЗИП	– запасные части, инструмент, приспособления
К1, К2	– главные команды управления на автопилот
КВ	– команда взведения радиовзрывателя
КЗА3	– команда запрета асинхронного запуска ответчика
КП	– команда переключения режима работы автопилота
КРАЗ	– команда разрешения асинхронного запуска ответчика
КУ	– катапультирующее устройство
КУВ	– команда управления взведением радиовзрывателя
КОС	– команда относительной скорости сближения ракеты с целью
КПО	– команда переключения ограничения угла отклонения руля
КТО	– комплект такелажного оборудования
КУ	– катапультирующее устройство
НЛЦ	– низколетящая цель
ПИМ	– предохранительно-исполнительный механизм
ПП	– пассивная помеха
ПУ	– пусковое устройство
РВ	– радиовзрыватель
РДТТ	– ракетный двигатель твердого топлива
СВР	– станция визирования ракеты
СВЧ	– сверх высокая частота
СПК	– станция передачи команд
СРП	– счетно-решающий прибор
ТЗМ	– транспортно-заряжающая машина
ТПК	– транспортно-пусковой контейнер
УПР	– команда “Управление”
УПТ	– усилитель – преобразователь тока
ХИТ	– химический источник тока
ЭМП	– электромашинный преобразователь

1. Общие сведения

1.1. Комплекс 9К331 и его работа

Автономный самоходный зенитный ракетный комплекс (ЗРК) 9К331 («Тор-М1») предназначен для эффективного прикрытия войск и войсковых объектов от современных и перспективных средств воздушного нападения, прежде всего высокоточного оружия, а также самолетов, вертолетов, крылатых ракет, управляемых авиабомб и дистанционно пилотируемых летательных аппаратов. Он является модернизацией комплекса 9К330 («Тор»), испытания которого были начаты в 1983-84 гг. Ориентировочная дата принятия комплекса 9К331 на вооружение – 1988 г.

Мобильный всепогодный комплекс ближнего действия «Тор-М1» осуществляет противовоздушную оборону войск в подвижных формах боя и на марше, а также в районах сосредоточения войск, защиту наиболее ответственных войсковых пунктов (командных пунктов, узлов связи, радиотехнических средств, мостов, аэродромов).

ЗРК «Тор-М1» отличается от предшествующих тем, что все его боевые информационные средства, средства связи и оружие размещаются на одном гусеничном шасси (рис. 1) и представляют собой компактную, функционально завершенную и технически совершенную тактическую единицу – боевую машину, способную автономно или в составе системы ПВО выполнять боевую задачу на протяжении современного боя без дополнительной заправки и заряжания и при этом круглосуточное (при дозаправке топливом) всепогодное боевое дежурство и сопровождение войск в бою или на марше.



Рис. 1. Автономный войсковой зенитно-ракетный комплекс «Тор-М1»

В состав комплекса входят:

- боевая машина 9А331 (рис. 2) и зенитно–ракетный модуль 9М334 (ракеты 9М331 в транспортно-пусковом контейнере 9Я281);
- транспортно–заряжающая машина 9Т244;
- транспортная машина 9Т245;
- машины технического обслуживания 9В887М и 9В888-1М;
- комплект такелажного оборудования 9Ф116;
- машина группового ЗИП 9Ф399-1М1;
- автономный электронный тренажер операторов боевой машины 9Ф678.

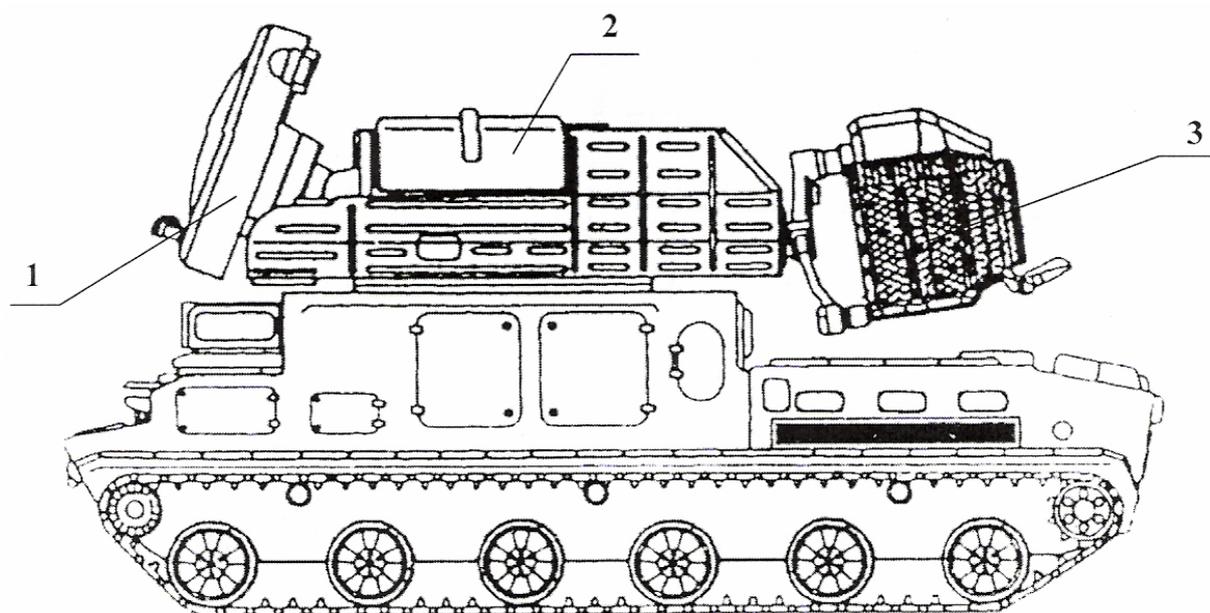


Рис. 2. Боевая машина 9А331:
1 – РЛС наведения ракеты (СВР, СПК); 2 – отсек модулей 9М334;
3 – станция обнаружения

На базе боевой машины 9А331 размещаются:

- два зенитно–ракетных модуля 9М334 (восемь ракет 9М331); (2 на рис. 2)
- трехкоординатная радиолокационная станция обнаружения целей 3 совместно с наземным радиолокационным запросчиком;
- радиолокационная станция сопровождения целей и наведения 1 с фазированной антенной решеткой и системой электронного управления лучом;
- дублирующий телевизионно-оптический визир, обеспечивающий автосопровождение цели по угловым координатам;
- быстродействующая цифровая вычислительная система;
- аппаратура стартовой автоматики (аппаратура отображения информации о воздушной обстановке и цикле боевой работы, а также индикации функционирования систем и средств боевой машины, рабочие пульты командира управления и операторов, вспомогательная аппаратура);
- система телекодовой оперативно-командной радиосвязи;
- аппаратура навигации, топопривязки и ориентирования;
- система функционального контроля боевой машины;
- система автономного электропитания и жизнеобеспечения (источник первичного энергопитания с приводом электрогенератора от газотурбинного двигателя или ходового двигателя самоходного шасси).

Для защиты малоподвижных войсковых, а также гражданских и промышленных объектов разработаны конструктивные модификации боевых средств ЗРК: контейнерный, бук-

сирuemый и колесный варианты. Эти модификации обладают теми же тактико-техническими характеристиками, исключая мобильность, но несколько дешевле самоходной базовой.

РЛС обнаружения 3 (см. рис. 2) представляет собой когерентно-импульсную РЛС кругового обзора. Она работает в сантиметровом диапазоне волн с частотным управлением лучом по углу места. Средняя мощность передатчика 1,5 кВт, разрешающая способность не хуже $1,5-2,0^{\circ}$ по азимуту, 4° по углу места и 200 м по дальности. Максимальные ошибки определения координат цели составляют не более половины указанных величин разрешающей способности [2].

Станция способна обнаруживать с вероятностью не менее 0,8 на дальности 25–27 км самолеты типа F-15, летящие на высотах от 30 до 6000 м. Беспилотные летательные аппараты обнаруживаются с вероятностью не менее 0,7 на дальности 9–15 км, зависшие в воздухе вертолеты – с вероятностью 0,6–0,8 на дальности 13-20 км, находящиеся на земле вертолеты с вращающимися винтами – с вероятностью 0,4–0,7 на дальности 13-20 км. При этом могут обнаруживаться и цели, прикрываемые активными и пассивными помехами.

РЛС обнаружения обеспечивает многопарциальный (8 парциалов – лучей) [3] трехкоординатный обзор пространства с высоким темпом. Период сканирования 1 с, ширина луча в вертикальной плоскости 4° . Сканирование углового пространства обзора в вертикальной плоскости механически разбивается на два диапазона от $0-32^{\circ}$ и $32-64^{\circ}$. Это означает, что две батареи ЗРК “Тор-М1” могут одновременно просматривать зону в угловом растре $0-64^{\circ}$. Предусмотрены повышение энергии сигнала за счет применения длительного импульса с внутриимпульсной модуляцией и режим концентрации всей энергии излучения в одном парциале – три в одном (рис. 3).

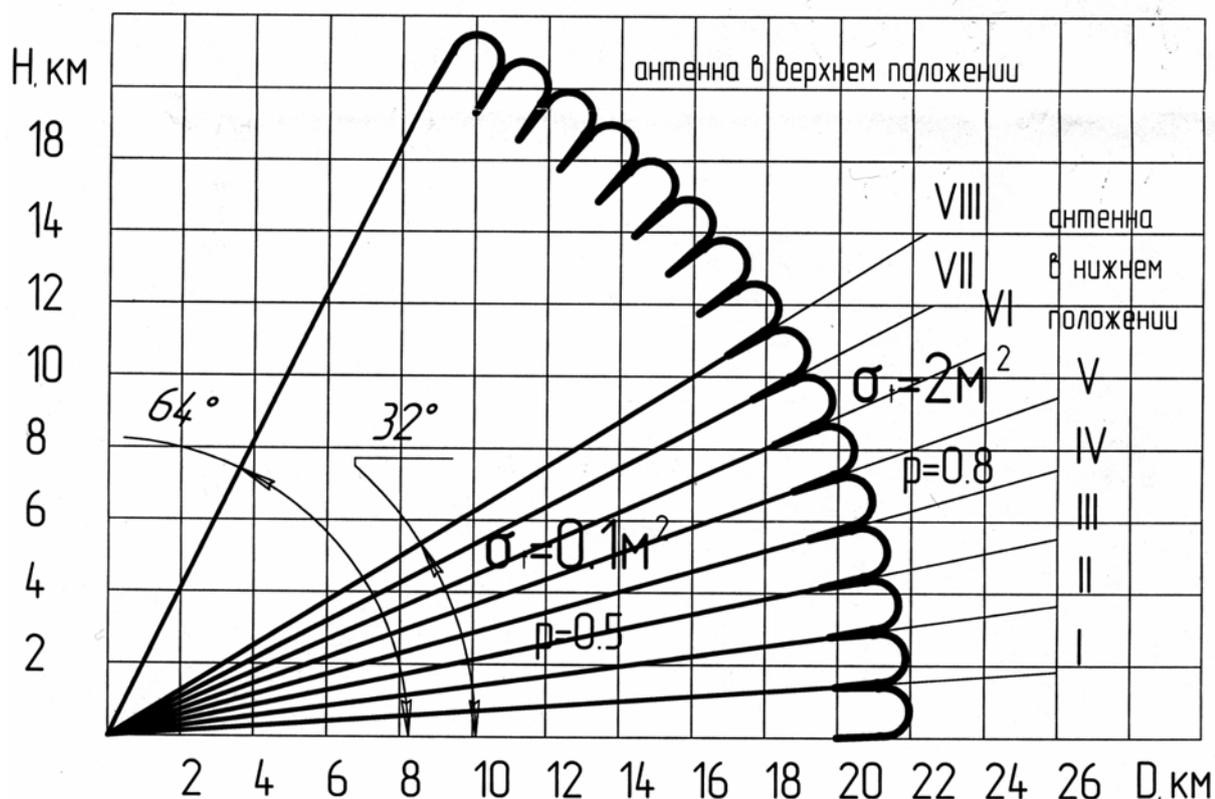


Рис. 3. Диапазон сканирования углового пространства РЛС обнаружения

Применение цифровой обработки сигнала позволяет надежно обнаруживать как скоростные, так и малоподвижные (до 10 м/с) цели без “слепых скоростей” в сложных условиях пассивных (естественных и искусственных) помех с учетом влияния подстилающей поверхности.

Обработка сигналов осуществляется спецвычислителями и центральным компьютером, вычислительные и алгоритмические возможности которого позволяют решать задачи

анализа воздушной обстановки, принятия боевых решений и другие интеллектуальные задачи управления боевыми операциями.

РЛС обнаружения сопряжена с системой опознавания государственной принадлежности цели и автоматически блокирует (с высокой вероятностью) возможность поражения “своих” летательных аппаратов.

Для обеспечения возможности работы станции во время движения БМ положение антенны стабилизируется.

РЛС наведения (СВР) 1 (см. рис. 2) – когерентно-импульсная (импульсно-доплеровского типа) РЛС. Она работает в сантиметровом диапазоне волн, имеет малоэлементную фазированную антенную решетку (ФАР), формирующую луч, шириной 1° по азимуту и по углу места, обеспечивающую электронное сканирование луча в соответствующих плоскостях. Такое построение системы позволяет обеспечить практически мгновенный (400–600 мс) переход на автосопровождение, а также одновременное сопровождение и обстрел двух целей в секторе ФАР.

Станция осуществляет поиск цели по данным целеуказания от станции обнаружения целей и захват одной цели на автосопровождение. С вероятностью 0,5 станция наведения способна переходить на автосопровождение самолета-истребителя, летящего на дальности 23 км. С уменьшением дальности эта вероятность существенно возрастает, так, на дальности 20 км она уже составляет 0,8 [3].

Система обработки сигнала РЛС сопровождения цифровая моноимпульсная со сжатием импульсов и соответствующим алгоритмом обработки сигналов – обеспечивает не только высокие точности и помехозащиту, но и распознавание класса цели, что позволяет оптимизировать режимы работы системы наведения ракеты и ее боевого снаряжения.

Боевая работа ЗРК 9К331 происходит по схеме, обычной для зенитных ракетных комплексов с радиокомандной системой наведения.

Станция обнаружения в движении или на месте осуществляет круговой обзор пространства, обнаруживает и опознает цели. Вычислительные средства боевой машины производят анализ воздушной цели, выбирают наиболее опасные цели для обстрела и вырабатывают данные целеуказания для станции наведения (станция передачи команд, СПК).

Станция наведения (станция визирования ракеты плюс станция передачи команд) на основании данных целеуказания осуществляет [2]:

- поиск и захват одной цели на автосопровождение;
- точное сопровождение цели по трем координатам;
- пуск одной или последовательно (через 4 с) двух ракет по сопровождаемой цели;
- захват ракеты после старта отдельным координатором и ввод ее в луч фазированной антенной решетки;
- точное сопровождение ракеты;
- управление ракетами по командам, вырабатываемым по разности координат между ракетами и целью в соответствии с выбранным методом наведения, соответствующим наиболее оптимальным условиям встречи ракеты с целью в зависимости от ее типа, высоты и характера полета;
- выдачу на радиовзрыватель ракеты команды задержки его срабатывания в зависимости от скорости сближения ракеты с целью.

Основные тактико-технические характеристики комплекса [1–5]

Количество одновременно обнаруживаемых целей.....	48;
Количество одновременно сопровождаемых целей.....	2;
Границы зоны обнаружения:	
по дальности, км.....	27;
по азимуту, град.....	360;
по углу места, град.....	0-32 или 32-64;
по высоте, км, не менее.....	23;
Границы зоны поражения, км:	

по дальности, км.....	1-12;
по высоте, км.....	0.01-6.0;
по курсовому параметру.....	6°;
Скорость поражаемых целей, м/с.....	10-700;
Максимальная поперечная перегрузка поражаемой цели.....	10;
Минимальная отражающая поверхность цели, м ²	0.1;
Время реакции комплекса (от обнаружения цели до схода ракеты), с:	
при стрельбе с позиции.....	7.4;
при стрельбе с короткой остановки после движения.....	9.7;
Количество ракет на боевой машине.....	8;
Вероятность поражения одной ракетой.....	
самолета (типа F-15).....	0.45-0.8;
вертолета.....	0.62-0.75;
крылатой ракеты.....	0.93-0.97;
высокоточного оружия.....	0.75-0.9;
Максимальная скорость движения базового варианта, км/ч:	
по шоссе.....	65;
по грунтовой дороге.....	45;
Масса боевой машины, т.....	37;
Запас хода по топливу (при двухчасовой работе аппаратуры), км.....	500;
Боевой расчет, включая механика-водителя.....	3.

Эксплуатация комплекса разрешается на высотах не более 3000 м над уровнем моря, в любое время года и суток, в различных метеорологических условиях в интервале температур окружающего воздуха от -50°C до $+50^{\circ}\text{C}$, в условиях солнечной радиации и относительной влажности не более 98% при температуре $(30 \pm 5)^{\circ}\text{C}$ и скорости ветра не более 20 м/с [4].

Режим работы аппаратуры ракеты при включениях на боевой машине циклический: 10 мин работы – 10 минут перерыва. После трех включений должен быть перерыв не менее одного часа. В любое время перерыва допускается одноразовое включение аппаратуры ракеты на одну минуту для проведения пуска.

1.2. Зенитно-ракетный модуль 9М334

Зенитно-ракетный модуль 9М334 [5] представляет собой транспортно- пусковой контейнер, размещаемый в шахте боевой машины в вертикальном положении (рис. 4). В каждом модуле располагаются четыре ракеты.

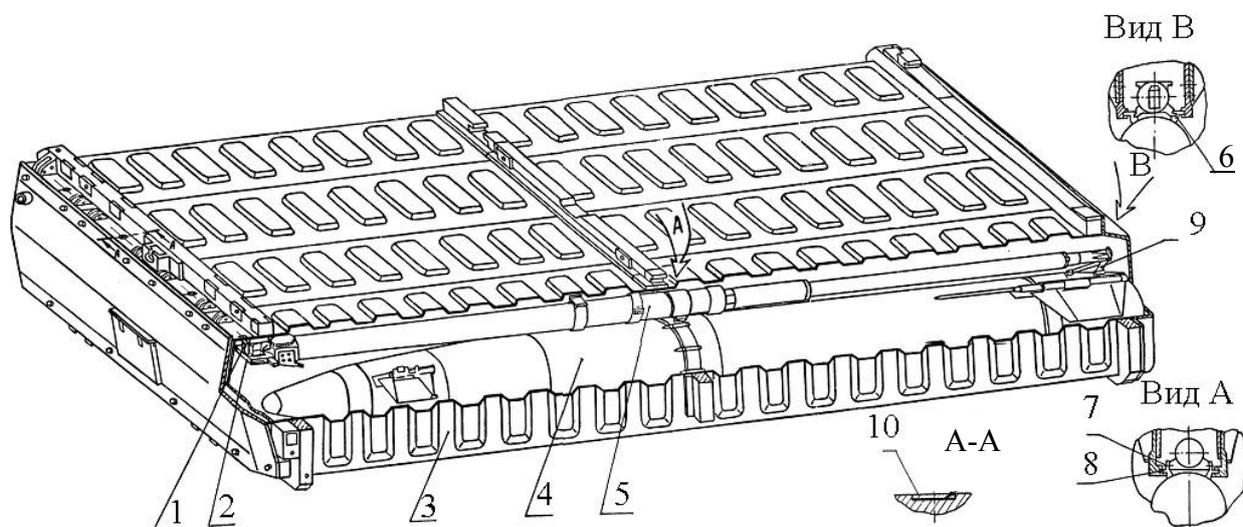


Рис. 4. Зенитно-ракетный модуль 9М334:

1 – пермычка; 2 – серьга; 3 – контейнер; 4 – ракета; 5 – катапультирующее устройство; 6,8 – бугели; 7 – срезной болт; 9 – рычаг; 10 – прокладка

Модуль 9М334 в течение установленного срока службы эксплуатируется без проведения регламентных работ и проверок бортового оборудования ракет.

Основные параметры модуля

Масса модуля (ТПК плюс четыре ракеты) с двумя балками, кг	1053
Масса ТПК с двумя балками, кг.....	333
Масса одной балки, кг.....	40
Габариты модуля с двумя балками ,мм.....	539x1507x3005

Каждый модуль комплектуется двумя специальными балками, с помощью которых модули могут быть собраны в многоярусные пакеты (рис. 5). В таких пакетах осуществляется хранение и транспортировка ракет на всех этапах эксплуатации, кроме эксплуатации на транспортно-заряжающей (ТЗМ) и на боевой машине (БМ). Транспортная машина перевозит два пакета из четырех модулей и имеет крановое оборудование для загрузки модуля в боевую машину.

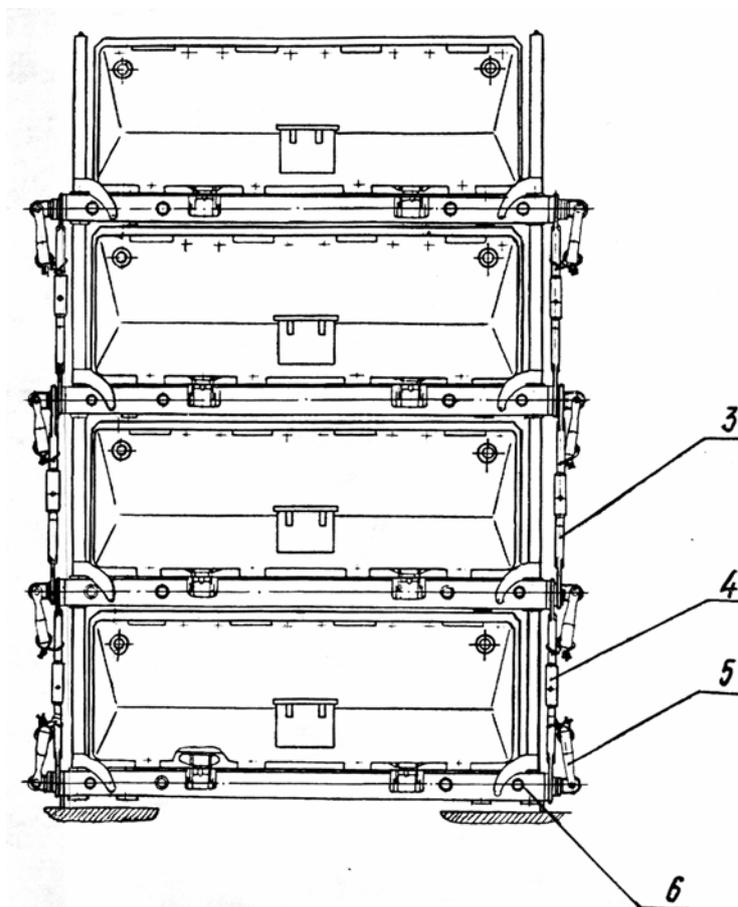


Рис. 5. Схема пакетирования модулей 9М334:
1 – модуль 9М334; 2 – балка; 3 – стяжка; 4 – муфта; 5 – скоба; 6 – гнездо

Зарядка БМ производится с помощью транспортно-заряжающей машины. Сначала модуль переводится из горизонтального положения в вертикальное, затем опускается в шахту БМ. Время зарядки боевой машины двумя модулями 25 минут.

1.3. Ракета 9М331

Общий вид ракеты приведен на рис. 6 [5]. Ракета выполнена по аэродинамической схеме “утка”: крылья расположены в хвостовой части ракеты, воздушные рули – в носовой части. Рули обеспечивают управление полетом ракеты по заданной траектории и ее стабили-

зацию относительно продольной оси. Крылья вместе с хвостовой частью корпуса образуют крыльевой блок, устанавливаемый на корпусе ракеты на подшипнике. В полете, из-за несимметричного обтекания крыльев и корпуса при отклонении рулей и маневре ракеты, возникает “момент кривой обдувки” – момент крена. Под воздействием аэродинамических сил блок свободно проворачивается относительно продольной оси ракеты, исключая возникновение больших моментов крена.

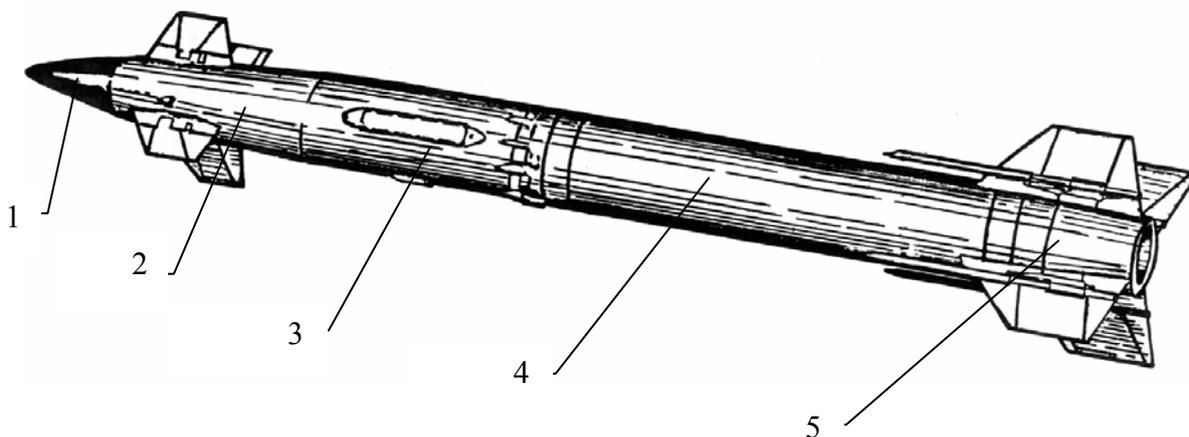


Рис. 6. Ракета 9М331:

1 – радиопрозрачный обтекатель; 2 – отсек управления; 3 – приборный отсек;
4 – двухрежимный двигатель; 5 – крыльевой блок

С целью максимального уменьшения поперечных габаритов ТПК крылья и рули ракеты выполнены складными.

Каждая ракета комплектуется катапультирующим устройством (КУ) 5 (см. рис. 4), обеспечивающим старт ракеты из ТПК. Фиксация и крепление каждой ракеты в ТПК производится в трех местах. От поперечных перемещений ракета фиксируется бугелями 6 и 8 и направляющими ТПК, по которым она движется при пуске. Продольное перемещение ракеты в ТПК исключается катапультирующим устройством 5, один конец которого серьгой 2 с помощью переключки 1 закреплен на кронштейне направляющей ТПК, а другой – упирается рычагом 9 в торец двигателя ракеты. Дополнительная фиксация осуществляется двумя срезными болтами 7. Ракета и катапультирующее устройство имеют электрические разъемы, которыми они через жгут и электроразъем ТПК связаны с аппаратурой автоматики БМ.

Управляемый полет ракеты обеспечивается бортовой радиоаппаратурой управления (БРУ), автопилотом (АП) и блоком команд (БК), размещенными на ракете.

Поражение цели обеспечивается боевым снаряжением, состоящим из активного радиовзрывателя (РВ), предохранительно-исполнительного механизма (ПИМ) и осколочно-фугасной боевой частью (БЧ).

Электропитание бортового оборудования производится от химического источника тока и электромашинного преобразователя тока.

Газопитание исполнительных органов управления ракетой обеспечивают два твердотопливных газогенератора.

Двигательная установка ракеты представляет собой РДТТ, обеспечивающий стартовый и маршевый режимы тяги.

Основные ТТХ ракеты 9М331

Масса, кг.....	167;
Длина, мм.....	2898;
Мидель, мм.....	239;
Размах крыльев, мм.....	650;
Размах рулей, мм.....	530;
Масса боевой части, кг.....	14.8;
Боевая часть.....	осколочно-фугасная;

Максимальная скорость ракеты, м/с	700 – 850;
Минимальная скорость маневрирования до, м/с	300;
Максимальная располагаемая поперечная перегрузка.....	15-16;
Масса катапультирующего устройства, кг	9.

2. Устройство ракеты

Компоновка ракеты представлена на рис. 7. Корпус ракеты разделен на пять отсеков для удобства его изготовления и последующего монтажа оборудования.

Первый отсек – носовой обтекатель 1 – изготовлен из радиопрозрачной термостойкой пластмассы для обеспечения работы передающей антенны радиовзрывателя.

Второй отсек – отсек управления 32. На корпусе отсека установлены четыре воздушных руля–элерона 31. В отсеке расположены блок источников горячего газа 6, четыре газовые рулевые машины 4 с газовой проводкой для их питания, передатчик радиовзрывателя 3. Каждый руль приводится в движение своей рулевой машиной.

Блок источников горячего газа имеет две изолированные камеры с зарядами твердого топлива: центральную с зарядом 29 для питания рулевых машин и внешнюю кольцевую с зарядом 5 для питания струйных устройств системы склонения.

Из центральной камеры блока газ поступает в газовую проводку и распределяется по рулевым машинам, а с выхода рулевых машин выводится за борт ракеты через штуцер 34.

Из кольцевой камеры газ выводится в приемники струйных устройств, сформированных в теле рулей 31. Струйное устройство руля имеет два приемных отверстия, прилегающих к питающему каналу. Оно работает по принципу струйного реле: при отклонении руля приемные отверстия располагаются несимметрично относительно питающего канала и принимают различное количество газа. Выходные отверстия струйных устройств выполнены в виде двух противоположно направленных сверхзвуковых сопел. При истечении газа из сопла создается тяга, по величине пропорциональная количеству поступающего в него газа и направленная перпендикулярно плоскости руля. Результирующая поперечная тяга сопел обеспечивает управление ракетой на первой секунде полета, когда скорость полета мала и подъемные силы рулей недостаточны для создания требуемого управляющего момента.

В передней части отсека расположен передатчик радиовзрывателя 3, закрепленный на переднем торцевом шпангоуте. Установленная на корпусе радиовзрывателя передающая антенна 2 располагается в зоне первого радиопрозрачного отсека.

Воздушный руль–элерон имеет складывающуюся консоль. Для удержания в сложном положении и раскрытия руля служит пружинный механизм 36, удерживаемый фигурным пазом на специальном кронштейне – наконечнике руля у задней кромки. После катапультирования ракеты из ТПК рулевые машины поворачивают рули, рули раскрываются и пружинный механизм сбрасывается с наконечника. В раскрытом положении руль фиксируется пружинным фиксатором (штифтом) 35, расположенным в плоскости руля. (Устройство пружинного механизма приведено на рис. 38).

Третий отсек – приборный (27) – служит для размещения бортовой аппаратуры (кроме передатчика радиовзрывателя), источников электропитания и электрокоммутационного оборудования, а также боевой части с предохранительно – исполнительным механизмом.

В состав блока аппаратуры входят автопилот 9, приемник радиовзрывателя 10 и радиоаппаратура управления. Элементы блока аппаратуры, химический источник тока (две батареи) и электромашинный преобразователь тока 28 объединены в единый блок, будучи закрепленными на стрингерах 8. Стрингеры крепятся к корпусу отсека радиальными винтами.

Боевая часть 13 консольно закреплена на заднем шпангоуте отсека. Предохранительно-исполнительный механизм 12 установлен в передней части центрального канала боевой части.

В передней части третьего отсека расположен бортовой электроразъем 7 ракеты. По бортам заподлицо с корпусом установлены две приемные антенны бортовой радиоаппаратуры управления 25. В средней части отсека имеется подход к устройству для переключения

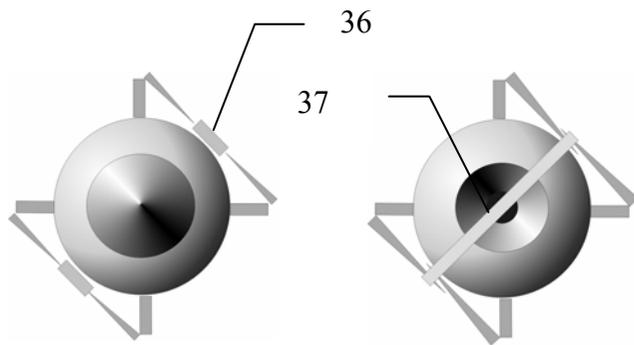
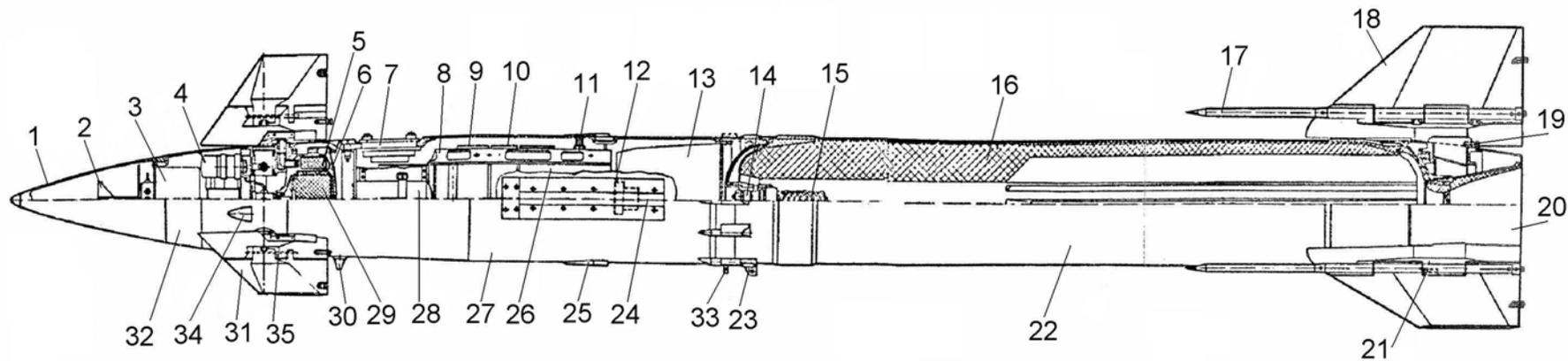


Рис. 7 Компоновка ракеты: 1 – радиопрозрачный обтекатель; 2 – передающая антенна радиовзрывателя; 3 – передатчик радиовзрывателя; 4 – рулевая машина; 5 – заряд газогенератора системы склонения; 6 – блок сточников горячего газа; 7 – бортовой электроразъем; 8 – стрингер крепления бортовой аппаратуры; 9 – автопилот; 10 – приемник радиовзрывателя; 11 – устройство для переключения литеров; 12 – предохранительно-исполнительный механизм; 13 – боевая часть; 14 – сигнализатор давления; 15 – воспламенитель; 16 – заряд твердого топлива; 17 – торсион; 18 – крыло; 19, 21, 23 – бугели ракеты; 20 – хвостовой отсек; 22 – ракетный двигатель твердого топлива; 24 – приемная антенна радиовзрывателя; 25 – антенна бортовой радиоаппаратуры; 26 – бортовая радиоаппаратура; 27 – аппаратный отсек; 28 – бортовой источник электропитания; 29 – заряд газогенератора питания рулевых машин; 30, 33 – рычаг; 31 – руль-элерон; 32 – отсек управления; 34 – штуцер; 35 – стопорящий механизм, 36 – пружинные механизмы стопорения рулей; 37 –перемычка

литерных частот бортовой радиоаппаратуры (11). В передней части отсека, снизу, расположен поворотный рычаг 30. При пуске ракеты при повороте рычага в бортовой электросистеме срабатывают кнопочные переключатели. Снизу, в задней части отсека, второй поворотный рычаг 33 используется для дублирования запуска двигателя ракеты.

На переднем и заднем стыковочных шпангоутах отсека расположены бобышки для соединения отсека с соседними - вторым (болтами) и четвертым (шпильками).

Четвертый отсек – двухрежимный ракетный двигатель твердого топлива 22 – состоит из корпуса и залитого в него заряда. Заряд двигателя обеспечивает работу двигателя на стартовом и маршевом участках полета ракеты. При работе двигателя заряд горит по внутреннему каналу и щелям. Наличие щелей обеспечивает в начале работы двигателя стартовый режим повышенной тяги с последующим понижением ее до маршевого режима. Длительность стартового участка 4 с, маршевого 8 с. Общее время работы 12 с. Двигатель имеет нерегулируемое сопло, обеспечивающее нормальную работу на обоих режимах во всем диапазоне температур эксплуатации ракеты.

На переднем днище двигателя установлены воспламенитель, пиропатроны для поджигания воспламенителя и сигнализатор давления в камере сгорания, используемый для поддержания цепи питания ПИМ в исходном состоянии в период катапультирования ракеты. Для дублирования запуска двигателя в переднем днище установлен электровоспламенитель с секундной задержкой. На заднем днище имеется цилиндрический посадочный пояс, на который устанавливается подшипник пятого отсека.

Пятый отсек – крыльевой блок 20, формирующий хвостовую часть ракеты. На корпусе блока закреплены четыре складывающихся крыла 18, раскрытие которых происходит с помощью торсионов 17. Два крыла фиксируются в сложенном положении перемычкой 37, два других удерживаются от раскрытия зафиксированными крыльями. После запуска двигателя перемычка разрушается и крылья раскрываются. Общий вид крыльевого блока представлен на рис. 8.

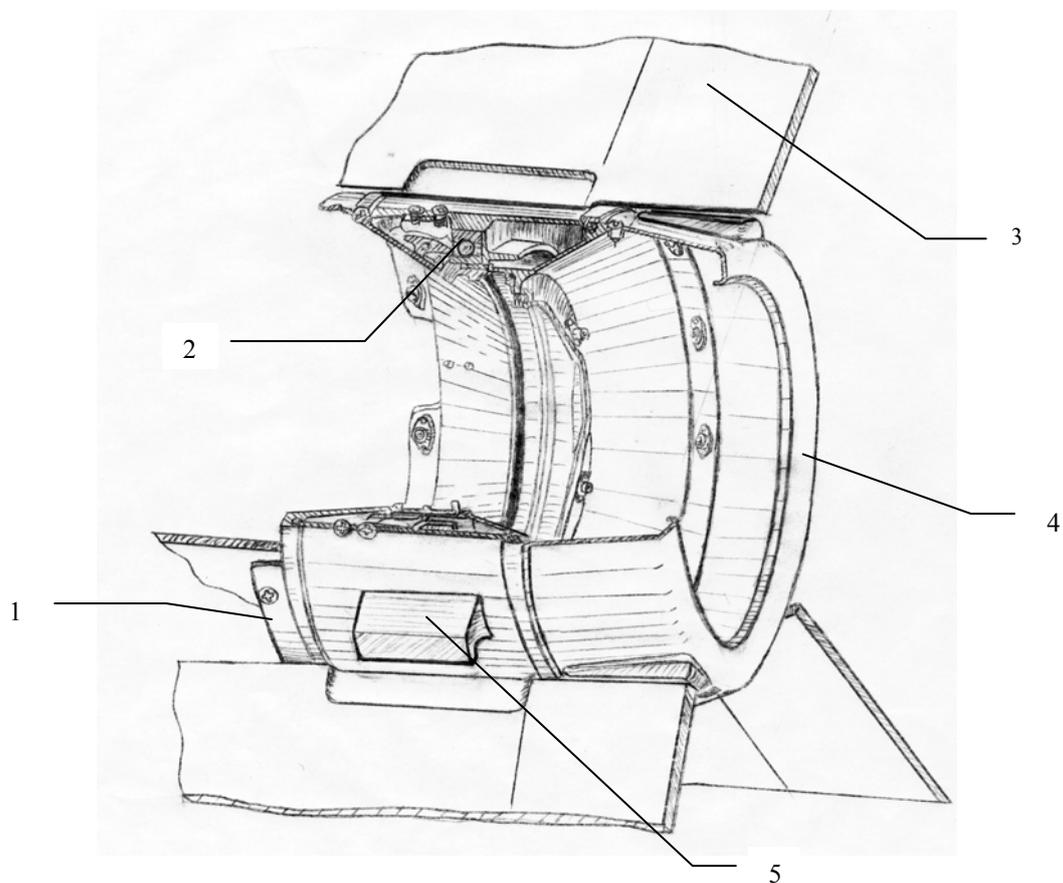


Рис. 8. Крыльевой блок ракеты:

1 – кольцевой пояс; 2 – подшипник; 3 – блок крыльев; 4 – обтекатель; 5 – бугель;

На корпусе двигателя установлены бугели 21 для связи с катапультирующим устройством. В передней части отсек имеет шариковый подшипник, внешняя обойма которого закреплена в отсеке, а внутренняя – на днище двигателя. В условиях наземной эксплуатации отсек удерживается от проворота катапультирующим устройством, установленным на корпусе ракеты. При полете ракеты отсек свободно проворачивается относительно продольной оси под воздействием потока обтекающего крылья.

Катапультирующее устройство (рис. 9) предназначено для обеспечения старта (катапультирования) ракеты из ТПК.

Катапультирующее устройство состоит из двух частей – неподвижной (цилиндр 3) и подвижной (шток 6). На переднем торце цилиндра 3 имеется кронштейн 22, на котором установлены: электроразъем для связи с электросистемой ТПК, серьга 1 и упор 2. С помощью серьги и хомута 4 цилиндр крепится к контейнеру. С помощью упора при движении ракеты по направляющим ТПК поворачивается передний рычаг на третьем отсеке, включающий кнопочные переключатели электросистемы ракеты. На другом конце цилиндра имеется упор 23, предназначенный для дублирования включения двигателя с помощью рычага 24. Внутри цилиндра размещен электрожгут 19, который подстыкован к пиропатрону 16 при помощи электроразъема 18.

Шток 6 представляет собой точеную трубу, с одного конца которого крепится поршень 13, а с другого – тормозная труба 5 и рычаг 10. В корпусе поршня 13 установлены пороховой заряд 14 и пиропатрон 16. Тормозная труба 5 смягчает нагрузку на корпус ТПК при торможении катапультирующего устройства.

Ракета соединена с катапультирующим устройством при помощи срезных болтов 20 и рычага 10, шарнирно соединенного со штоком 6.

Усилие катапультирования передается упором рычага 10 в торец отсека 4 ракеты. Для удержания штока в рабочем положении до пуска ракеты в зоне свободного объема цилиндра 3 установлена пружина 12, поддерживающая постоянное усилие на штоке.

3. Боевая работа ракеты

Зарядание ТПК в боевую машину производится транспортно-заряжающей машиной. Перед заряданием с ТПК снимается передняя съемная крышка, при этом защита внутренних полостей ТПК с ракетами обеспечивается защитно-герметизирующим устройством одноразового действия.

ТПК устанавливаются в шахте боевой машины в вертикальном положении. Старт ракет – вертикальный. ТПК в боевой машине крепится в продольном и поперечном направлениях. От продольных перемещений ТПК фиксируется закреплением переднего шпангоута ТПК захватами БМ за опорные пластины. Поперечная фиксация обеспечивается штырями боевой машины, входящими в два отверстия в переднем шпангоуте, и направляющими БМ и Т-образными пазами-бугелями в среднем шпангоуте, в которые входят направляющие БМ.

При зарядании производятся установка на ракетах литерных частот (адресов ракет) и стыковка электроразъемов ТПК и боевой машины.

Пусковое устройство в БМ обеспечивает разворот ракеты по азимуту для совмещения плоскости склонения ракеты с направлением на цель.

Полет ракеты в процессе боевого применения имеет три характерных этапа: катапультирование, разворот в направлении цели (склонение) и наведение ракеты на цель по радиокomандам с наземных средств комплекса. Полету ракеты предшествует функционирование бортового оборудования в режимах «Подготовка», «Ожидание» и «Пуск». В режиме «Ожидание», который, в принципе, может отсутствовать, в течение 0,05 с после окончания режима «Подготовка» переключается питание бортовой радиоаппаратуры с наземного источника переменных напряжений на бортовое. Длительность режима «Ожидание» может достигать 60 с.

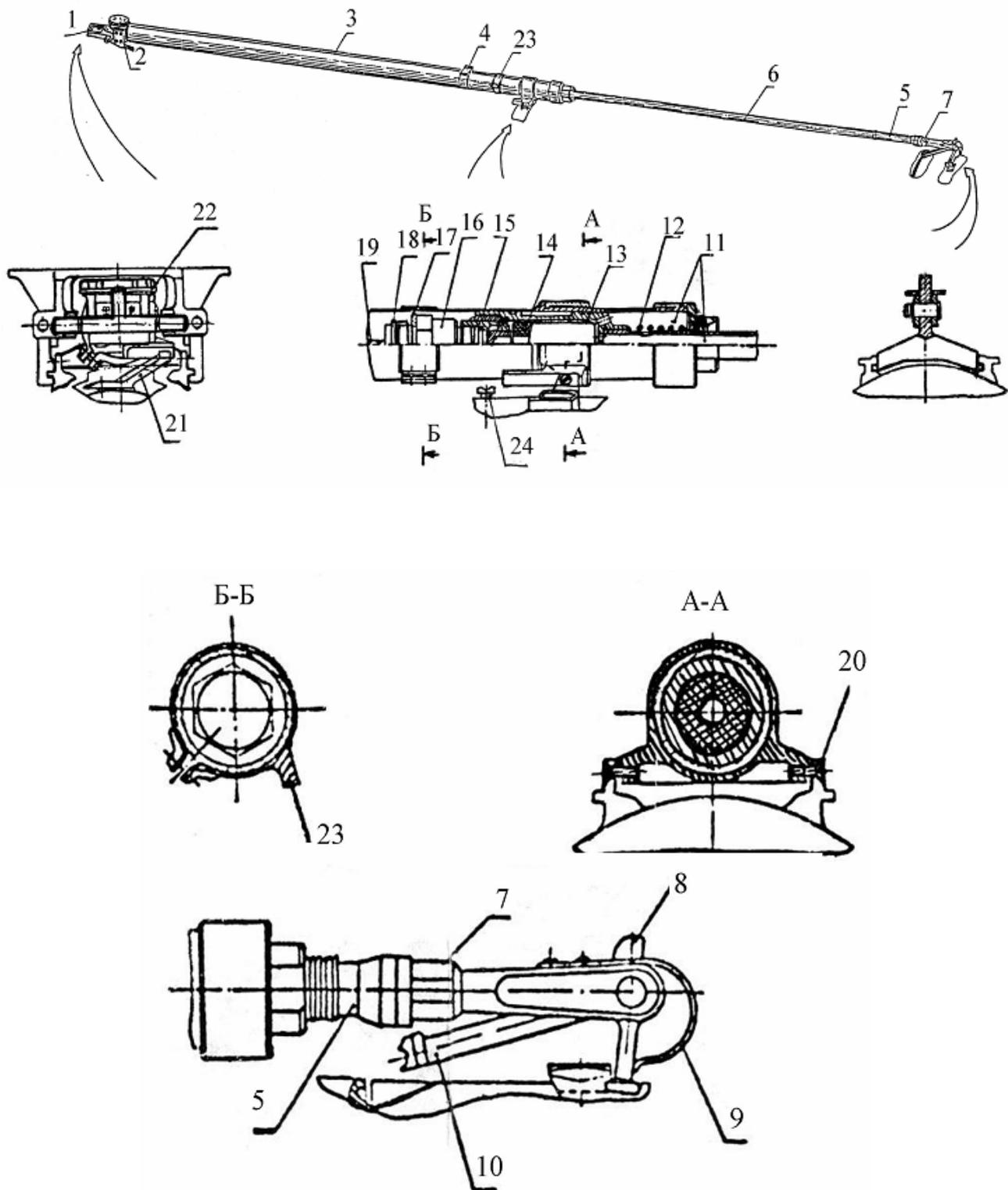


Рис. 9. Катапультирующее устройство: 1 – серьга; 2,8 – упор; 3- цилиндр; 4 – хомут; 5 – тормозная труба; 6 – шток; 7 – тяга; 9,12 – пружина; 10 – рычаг; 11 – предварительный объем; 13 – поршень; 14 – заряд; 15 – втулка; 16 – пиропатрон; 17 – шайба; 18 – электроразъем; 19 – электрожгут; 20 – срезной болт; 21 – рычаг; 22 – кронштейн; 23 – хомут с упором; 24 – рычаг

3.1. Подготовка к пуску и пуск

Подготовка ракеты к пуску производится с помощью аппаратуры стартовой автоматики, установленной на боевой машине.

В процессе подготовки производятся:

- раскрутка бортового электромашинного преобразователя тока и гироскопов автопилота от наземного источника электропитания;
- запитка бортовой аппаратуры всеми видами потребляемых напряжений;
- введение в автопилот команд склонения, которые обрабатываются ракетой в полете автономно;
- контроль цепи безопасности предохранительно-исполнительного механизма;
- контроль взведения пиропатронов катапульты;
- контроль исходного состояния бортовой автоматики;
- с выходом на режим электромашинного преобразователя переключение на него бортовых потребителей по цепям переменного тока;
- поступление ряда служебных команд и сигналов.

Конструкция боевой машины и пусковое устройство с ТПК позволяют наводить ракеты по азимуту для совмещения плоскости склонения с направлением на цель.

Если непосредственно по завершении подготовки не поступает команд “Пуск”, ракета переводится в режим «Ожидания», в течение которого в любой момент времени может быть произведен пуск или отмена пуска с выключением всех питающих напряжений, команд и сигналов.

По команде “Пуск” производятся:

- задействие бортового химического источника тока (ХИТ);
- с выходом бортового ХИТ на режим - запитка от него бортового оборудования параллельно с запиткой от наземного источника;
- ввод, если требуется, на радиовзрыватель специальных разовых команд, вводящих режимы работы по низколетящей цели и в пассивных помехах;
- запоминание в автопилоте введенных команд склонения;
- разарретировка гироскопов;
- ввод и запись адреса ракеты в блоке радиуправления.

По завершении этих операций с аппаратуры стартовой автоматики выдается команда на подрыв пиропатрона катапульты, который поджигает пороховой заряд катапульты.

При нарастании усилия на штоке катапульты, которое передается на корпус ракеты, срезаются два стопорящих болта 7 (см. рис. 4) и начинается движение ракеты по направляющим ТПК. С началом этого движения отстыковывается вилка бортового электроразъема, а затем, за счет механического контакта со специальными упорами 2 и 8 (см. рис. 9) на катапультирующем устройстве, поворачиваются рычаги 30 и 33 (см. рис 7) на третьем отсеке, замыкая контакты соответствующих кнопочных переключателей. В результате происходит следующее

- запускается газогенератор питания рулевых машин;
- в блоке команд включается устройство формирования временных задержек, которое выдает команды на запуск газогенератора склонения и на запуск двигателя ракеты;
- запускается дублирующий пиропатрон, имеющий односекундную задержку срабатывания. Данный пиропатрон дублирует запуск двигателя ракеты.

В конце хода шток катапульты тормозится за счет сжатия газа в цилиндре 3 и смятия специальной тормозной трубы 5 (см. рис. 9) – для уменьшения ударной нагрузки на контейнер. Ракета, набравшая необходимую скорость, продолжает движение по инерции на высоту 15-20 м.

3.2. Полет ракеты

С началом движения под действием носка ракеты происходит разрушение крышки защитно-герметизирующего устройства ТПК. Непосредственно после выхода ракеты из ТПК реле времени выдает команду на разнуление рулевых машин. Автопилот на основе информа-

ции об углах тангажа и курса, полученной из аппаратуры стартовой автоматики, формирует по заданному алгоритму управляющий сигнал и подает его на рулевые машины. Рули отклоняются, за счет их поворота происходит расстопорение пружинных механизмов 36 (рис. 7, 38), и консоли рулей раскрываются, а пружинные механизмы сбрасываются на землю. К этому времени запускается газогенератор системы склонения, и газ поступает в газоструйные устройства рулей, создавая на отклоненных рулях реактивную силу. Начинается разворот корпуса ракеты (склонение) на угол, величина которого зависит от траектории последующего радиоуправляемого полета (рис. 10): от минимального угла при стрельбе в верхнюю ближнюю часть зоны перехвата целей до максимального угла при стрельбе по низколетящей цели на ближнюю границу зоны перехвата.

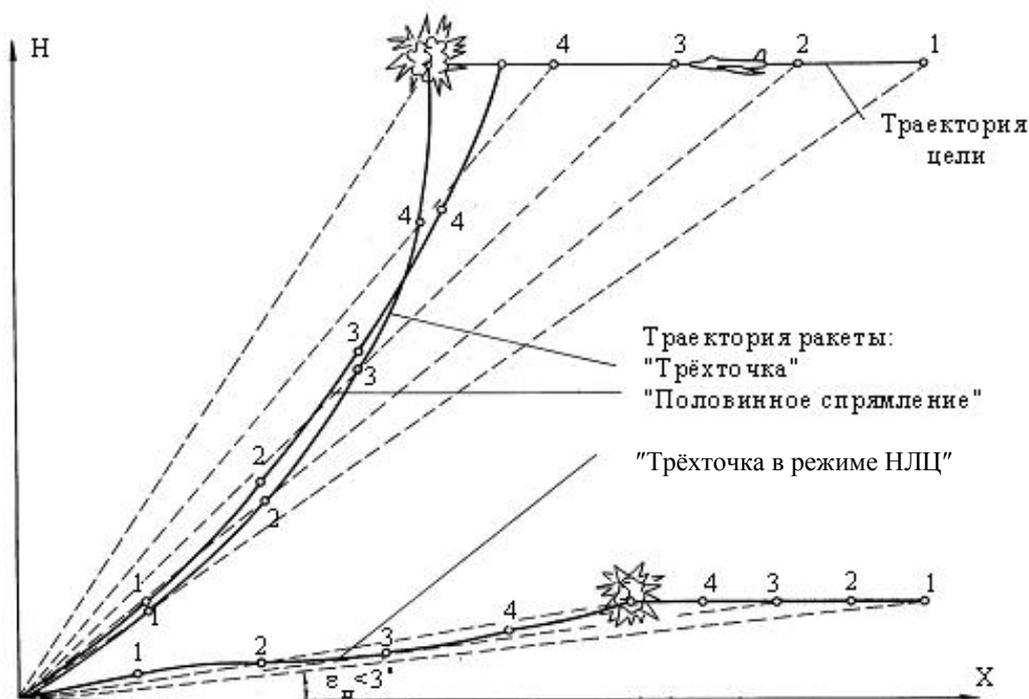


Рис. 10. Схема траектории полета ракеты при различных методах наведения

Двигатель ракеты запускается по сигналу с блока команд либо, при отсутствии этого сигнала, от пиропатрона, дублирующего запуск, расположенного в блоке воспламенителя на переднем днище двигателя. Время полета ракеты с работающим двигателем 12 с. За это время ракета покрывает расстояние порядка 8 км, максимальная скорость, достигаемая на стартовом участке полета, 850 м/с (рис. 11).

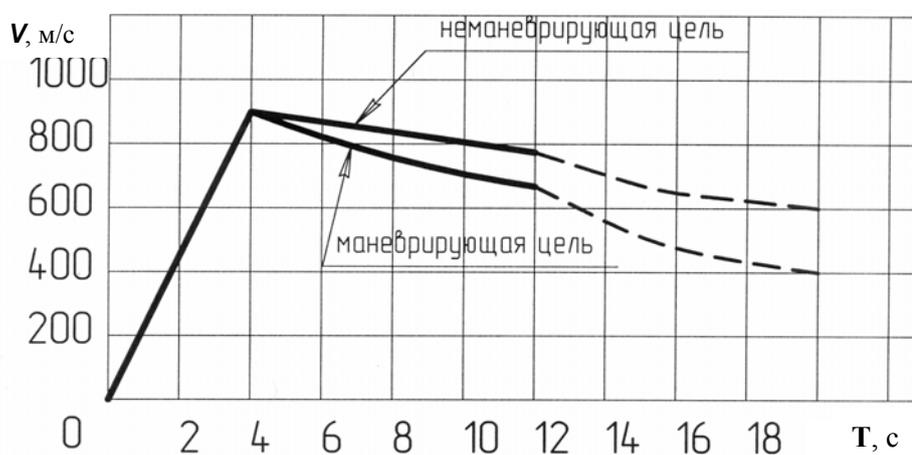


Рис. 11. Профили скорости ракеты Тор-1

Блок команд вырабатывает сигнал на запуск двигателя при достижении ракетой угла склонения 50^0 либо через одну секунду после поворота рычага 30 (рис. 7), расположенного в задней части отсека 3 под катапультной.

Газогенератор системы склонения заканчивает работу с некоторым перекрытием после запуска двигателя. К этому моменту ракета набирает скорость и воздушные рули-элероны становятся эффективными. В конце работы газоструйных устройств по спаду давления в газогенераторе системы склонения в автопилот выдается команда на переключение ограничения углов отклонения рулей для увеличения максимальных значений их отклонений на участке управления.

В процессе полета ракеты на начальном участке (100 – 150 м) производится ее захват на автосопровождение радиолокационной станцией наведения, расположенной на боевой машине, а затем начинается передача команд управления. При этом СВР осуществляет прием излучаемых БРУ сигналов и определяет положение ракеты по угловым координатам. СПК излучает сигналы с кодовой расстановкой в соответствии с установленной на ракете аппаратурой стартовой автоматики.

Команды радиоуправления вырабатываются по двум каналам, соответствующим плоскостям управления ракетой, и передаются станцией передачи команд на борт ракеты вместе с сигналами “Запрос” (рис. 12, импульс “З”).

По запросной информации станции наведения бортовой ответчик передает ответные сигналы, обеспечивающие точное сопровождение ракеты на всей траектории.

Аппаратура радиоуправления и радиовизирования, установленная на ракете, принимает от станции передачи команд радиоконанды К1 (управление по тангажу), К2 (управление по рысканию).

Команды К1, К2, КУВ и КВ передаются СПК в виде кодовых комбинаций (групп импульсов) с различной расстановкой по времени. Передача уровней команд управления (К1, К2) осуществляется фазоимпульсным методом. Величина уровня команд определяется положением кодовых комбинаций команды в неизменном временном интервале – такте. Этот интервал определяется расстоянием между двумя соседними кодовыми комбинациями “Такт” (“Т”). Частота передачи команд К1, К2 равна частоте следования кодовых комбинаций “Такт”.

Разовая команда КУВ предназначена для включения передатчика радиовзрывателя. Разовая команда КВ включает блок обработки информации и предназначена для взведения радиовзрывателя при подлете ракеты к цели. Команда передается с частотой, кратной частоте “Такт” за время передачи двух тактов.

На конечном участке траектории при уменьшении скорости полета ракеты и, соответственно, эффективности рулей-элеронов на ракету передается команда переключения коэффициентов усиления в автопилоте.

При подлете ракеты к цели по команде взведения КВ передатчик радиовзрывателя начинает облучать цель. По накоплению определенного количества отраженных от цели и принятых радиовзрывателем импульсов в исполнительной схеме радиовзрывателя формируется команда подрыва, поступающая на предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ).

Предохранительно-исполнительный механизм, на который выведены цепи инициирования боевой части, обеспечивает надежное предохранение от ее непредусмотренного подрыва во всех условиях эксплуатации и при старте ракеты – до снятия ступеней предохранения в полете. При запуске и нормальной работе двигателя ракеты по сигналу о наличии давления в камере сгорания (от сигнализатора давления) и о наличии продольной перегрузки требуемой длительности (от инерционного стопора) происходит взведение ПИМ. После этого по команде подрыва от радиовзрывателя срабатывает огневая цепь ПИМ и происходит подрыв боевой части.

В случае нарушения нормального полета ракеты со станции наведения может быть прекращена передача команд управления полетом. При этом с бортовой радиоаппаратуры управления через определенный интервал времени на предохранительно-исполнительный механизм выдается команда ликвидации ракеты, по которой производится подрыв боевой части.

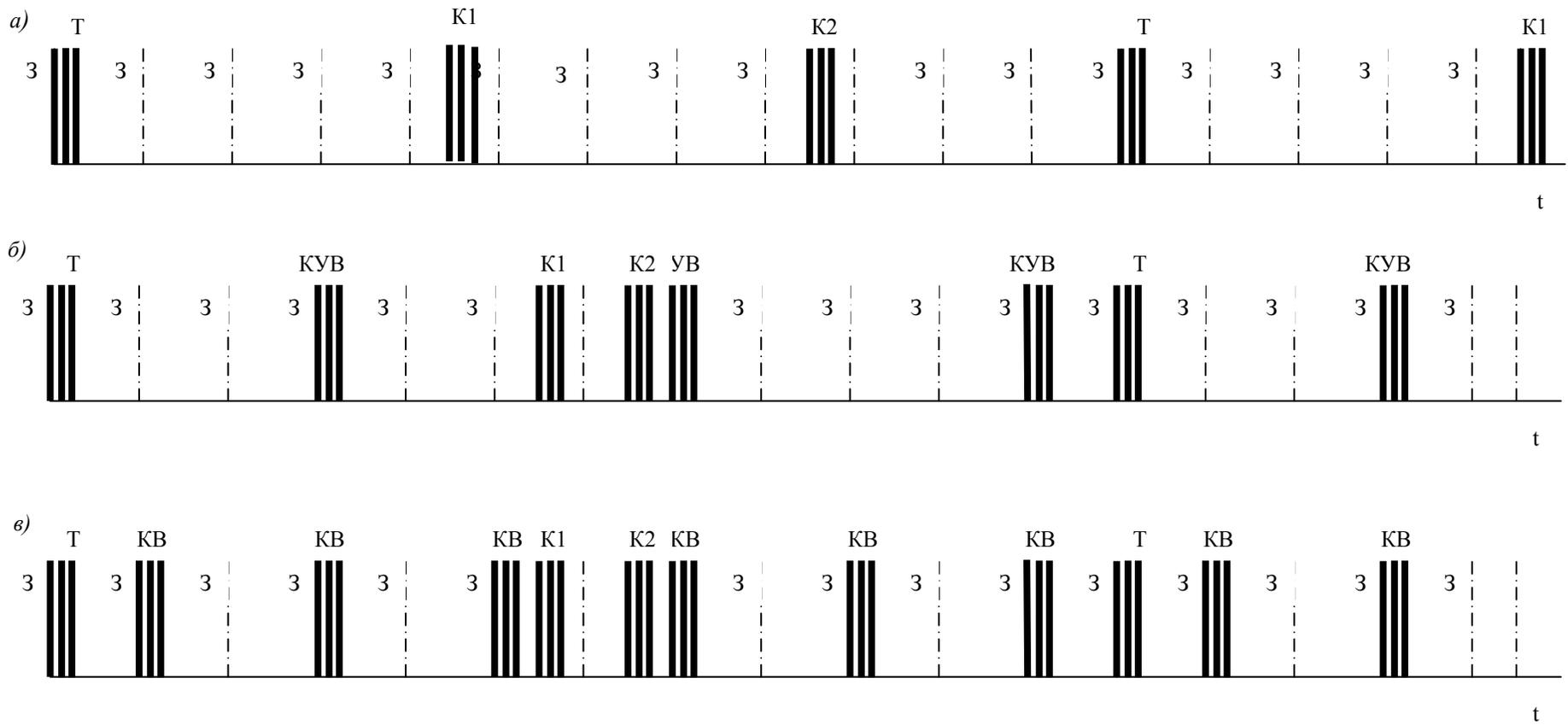


Рис. 12. Суммарный сигнал на входе аппаратуры радиоуправления и радиовизирования:

a – до подачи разовых команд КУВ и КВ кодовые комбинации команд К1 и К2 влево от нуля-середины тактового интервала – положительно, при этом напряжения на выходе основного канала блока УПТ положительно $K1 > 0$, $K2 > 0$ изображены условно; *б* – после подачи разовой команды КУВ; *в* – после подачи разовой команды КВ. 3 – импульс запроса, Т, К1, К2, КУВ, КВ – кодовые комбинации “Такт” и соответствующих команд

3.3. Динамика полета ракеты

Траектория полета ракеты может быть разделена на следующие основные участки:

- начальный неуправляемый вертикальный участок (10-15 м);
- участок склонения, где управление ракетой по углам азимута и места осуществляется в соответствии с заданным алгоритмом и координатами цели, заложенными в ракету аппаратурой стартовой автоматики (150-200 м);
- управляемый в соответствии с командами станции наведения участок;
- конечный участок, на котором ракета ликвидируется в случае промаха.

Характер траектории на участках с тем или иным способом управления в полете определяется величиной и направлением управляющей силы. Вектор этой силы в свою очередь определяется ориентацией аэродинамических плоскостей ракеты (рулей и крыльев) в пространстве, которая является двухплоскостной (x -образной). Поскольку в этом случае подъемная сила может создаваться в любом направлении, то для совершения маневра не требуется предварительного крена. Необходимые для совершения маневра направление и величина подъемной силы обеспечиваются соответствующей комбинацией углов атаки и скольжения. Поэтому задачей счетно-решающего прибора является выработка соответствующих команд для двух симметричных плоскостей управления $K1$ и $K2$ (рис. 13).

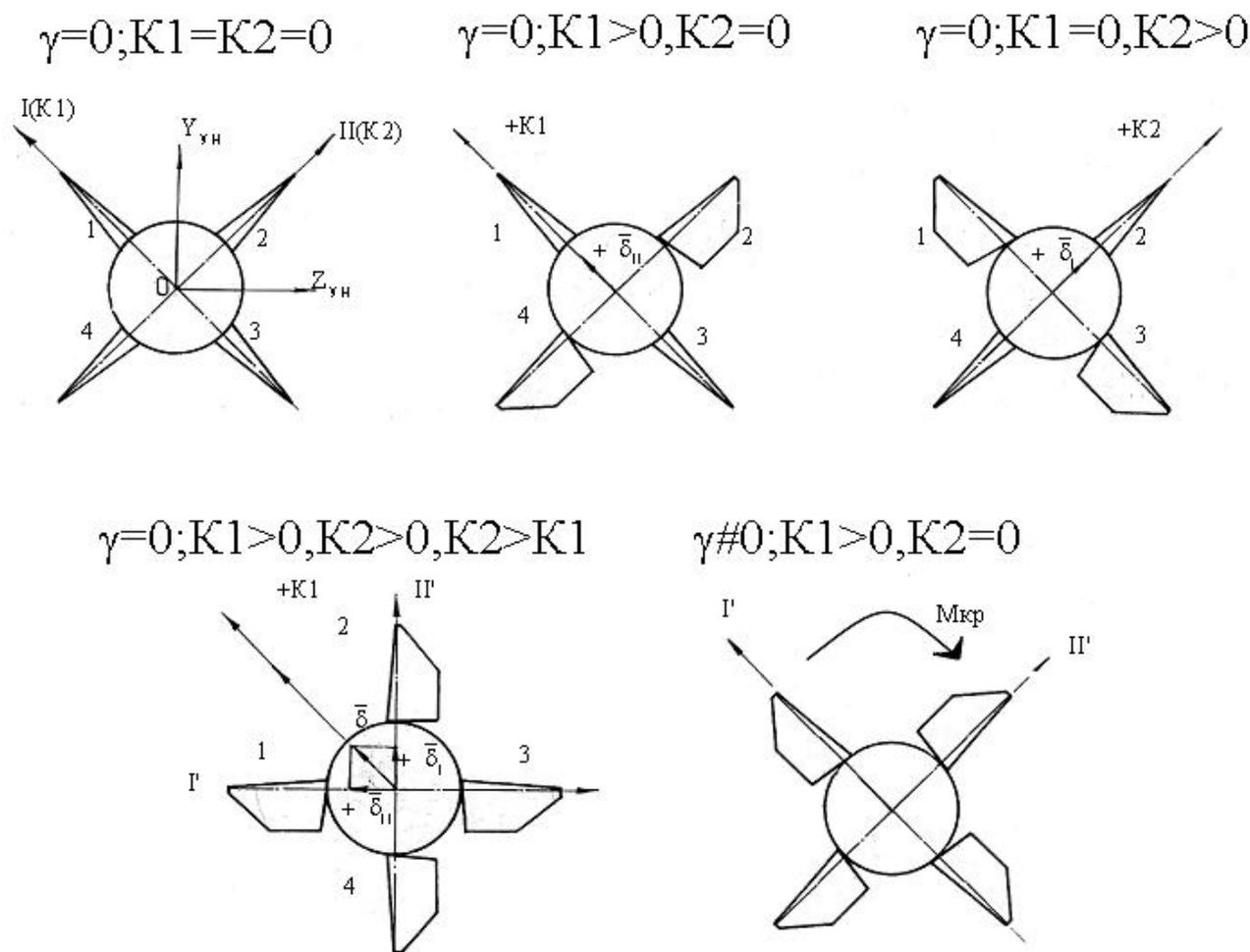


Рис. 13. Принцип управления стабилизированной по крену ракетой

Наведение ракеты на цель заключается в непрерывном измерении и устранении несогласования положения ракеты относительно кинематической траектории, определяемой методами наведения.

Метод наведения (метод “половинного спрямления” или метод “трех точек”) (см. рис. 10) выбирается в зависимости от типа цели и ее параметров (скорости, дальности, углового положения).

При наведении по методу “трех точек” ракета, двигаясь по криволинейной траектории, все время удерживается на линии визирования цели. Этот метод наведения наиболее прост в аппаратной реализации, инструментальные погрешности аппаратуры и флюктуации сигналов цели и ракеты вызывают меньшие случайные ошибки наведения, чем при методе “половинного спрямления”. К недостаткам метода “трех точек” относится большая кривизна кинематической траектории и, как следствие, большие, нарастающие по мере приближения к цели потребные поперечные перегрузки ракеты.

При наведении по методу “половинного спрямления” движение ракеты в каждый момент времени направлено в упрежденную точку встречи ракеты с целью. Суть метода заключается в том, что текущие углы визирования ракеты и цели (азимут и угол места) определяются с учетом поправки на упреждение:

$$\alpha_p = \alpha_c + K \left(\frac{\dot{\alpha}_c}{2}, v_p, v_c \right) \cdot r(t);$$

$$\beta_p = \beta_c + K \left(\frac{\dot{\beta}_c}{2}, v_p, v_c \right) \cdot r(t);$$

где $\alpha_p, \alpha_c, \beta_p, \beta_c$ – углы визирования ракеты и цели (азимут и угол места соответственно); $r(t)$ – текущее расстояние между ракетой и целью; K – коэффициент упреждения, определяющий поправку на упреждение.

В результате траектория при наведении по этому методу является более пологой и потребные поперечные перегрузки на всей траектории и в точке встречи с целью значительно меньше, чем при методе “трех точек”. При выработке угла упреждения в методе “половинного спрямления” учитываются скорость сближения ракеты с целью и расстояние между ними, угловая скорость вращения линии визирования цели.

Если цель низколетящая (угол места цели меньше 3^0), то в вертикальной плоскости ракета наводится на цель методом “трех точек в режиме НЛЦ” (“горка”), а в горизонтальной плоскости – либо методом “трех точек”, либо методом “половинного спрямления”

При применении метода наведения “трех точек” при стрельбе по низколетящей цели ракета наводится по траектории, лежащей выше линии визирования цели на величину $h_{дб}$, зависящую от расстояния между ракетой и целью. Начиная с расстояния до цели, равного примерно 6 км, величина $h_{дб}$ начинает постепенно уменьшаться, и когда расстояние между ракетой и целью сократится до 1,5 км, ракета выйдет на линию визирования цели.

Метод наведения “трех точек” при стрельбе по низколетящей цели обеспечивает полет ракеты на высоте, исключая возможность задевания ракетой земной поверхности и ложного срабатывания радиовзрывателя от отраженных от нее сигналов.

В течение всего полета ракеты автопилот стабилизирует ее относительно поперечных и продольной осей по сигналам датчиков ускорений и углов. Стабилизация ракеты и уменьшение ее перегрузки по углам атаки и скольжения и перегрузке осуществляется контуром стабилизации, сформированным введением отрицательной обратной связи по углам атаки и скольжения и углу крена. Структурная схема трактов склонения и управления с контурами стабилизации приведена на рис. 14.

На управляемом участке полета ракета и элементы системы управления (СРП, СПК, СВР) образуют замкнутый контур управления, характеристики которого определяют точность наведения ракеты на цель. Управление ракетой осуществляется по двум каналам (тангажу и рысканию). Поскольку оба канала идентичны, на рис. 14 приведена схема одного канала – канала тангажа.

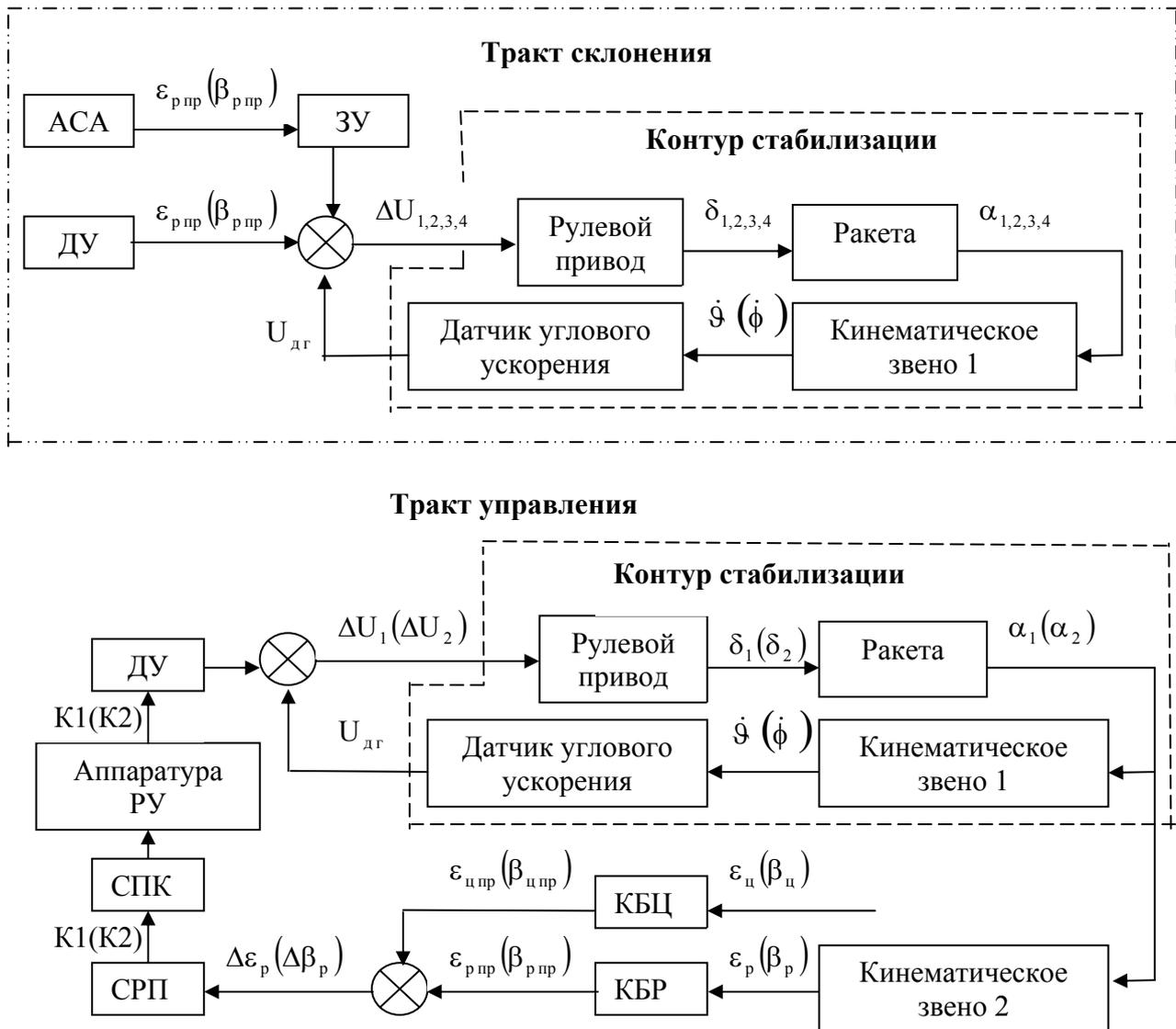


Рис. 14. Упрощенные схемы трактов склонения и управления ракеты:

$\delta_1(\delta_2)$ – угол отклонения рулей; $\alpha_1(\alpha_2)$ – угол атаки ракеты; $\varepsilon_p \varepsilon_{ц}(\beta_p \beta_{ц})$ – угловые координаты ракеты и цели; $\Delta\varepsilon_{пр}(\Delta\beta_{пр})$ – угловое рассогласование ракеты относительно кинематической траектории; ДУ – датчик угла; ЗУ – запоминающее устройство; АСА – аппаратура стартовой автоматики; СПК – станция передачи команд; СРП – счетно-решающий прибор; К1(К2) – команды управления; U_{1n} – сигнал обратной связи по цели демпфирующего гироскопа; $\dot{\varphi}$ – угловая скорость ракеты относительно поперечной оси; КБЦ – координатный блок цели; КБР – координатный блок ракеты

На всем управляемом участке полета на борт ракеты подаются радиокomанды управления, пропорциональные линейным отклонениям ракеты и их производным от кинематической траектории, для определения которых требуется измерение угловых координат ракеты и цели. Угловые координаты ракеты $\varepsilon_p(\beta_p)$ и цели $\varepsilon_{ц}(\beta_{ц})$ измеряются координатными блоками ракеты и цели (аппаратурой СВР и СПК).

4. Бортовая радиоаппаратура управления

Бортовая радиоаппаратура управления (БРУ) предназначена для приема информации от станции передачи команд, ее дешифрации, анализа и выдачи команд на рули, выработки ответного сигнала для станции визирования ракеты. При этом радиоаппаратура должна при-

нимать, усиливать, дешифровывать, формировать в соответствии с сигналами, принятыми от станции передачи команд и аппаратуры стартовой автоматики, следующие команды:

- две главные команды управления на автопилот К1 и К2;
- команды управления и взведения радиовзрывателя КУВ и КВ;
- команды запрета и разрешения асинхронного запуска ответчика КЗА3, КРА3;
- команды “Относительная скорость сближения” в виде четырех значений КОС1 –

КОС4;

– команду “Время” для ликвидации ракеты в случае нарушения работы радиолинии на время более 1,5 – 2 с;

- команды переключения режимов работы автопилота (КП) и “Управление”.

Бортовая радиоаппаратура управления должна также

– преобразовывать импульсы запроса в запускающие импульсы для последующей их генерации и выдачи сигналов визирования ракет;

– выдавать нулевые значения команд управления на автопилот в случае нарушения радиолинии на время более 100 мс;

– обеспечивать частотную селекцию принимаемого сигнала на любой из заданных литерных частот;

– принимать от аппаратуры стартовой автоматики команды “Адрес изделия”, “Запись”;

- осуществлять дешифрацию команд на восьми адресах.

Для выполнения указанных функций служат следующие основные блоки, входящие в аппаратуру радиоуправления и радиовизирования:

- приемная антенно-волноводная система;
- приемник;
- блок выработки команд (дешифратор);
- ответчик (блок радиовизирования);
- передающая антенно-волноводная система;
- усилитель постоянного тока (УПТ);

4.1. Функционирование бортовой радиоаппаратуры управления

Во время зарядания ТПК в боевую машину на ракетах ключом устанавливают заданную литерную частоту.

Бортовая радиоаппаратура управления в составе ракеты перед стартом работает в режимах “Подготовка”, “Ожидание” и “Пуск”, причем после режима “Подготовка”, допускается сразу переход на режим “Пуск”.

В режиме “Подготовка” на радиоаппаратуру от наземного источника питания подаются напряжения электропитания +20В, -20В, 3х36В 1000Гц, а также +27В на включение форсированного режима накала магнетрона. Одновременно выдается код адреса и по цепи “Запись” поступает напряжение постоянного тока в виде уровня логической “1”. По цепи запрета асинхронного запуска поступает напряжение +20В.

Переменное напряжение 3х5.2В 1000 Гц от бортового источника достигает номинального значения через 1,0-1,5 с. В результате на радиоаппаратуре устанавливается следующий режим:

- идет форсированный разогрев накала магнетрона;
- запрещена выдача импульса асинхронного запуска ответчика;
- обнулены командой “Запись” счетные и выходные схемы блока;
- в исходном состоянии открыты нижние антенны и закрыты верхние;
- установлен код адреса, выданный по трем цепям с аппаратуры стартовой автоматики.

Режим “Подготовка” длится 5 с. К концу пятой секунды радиоаппаратура подготовлена к режимам “Ожидание” или “Пуск”.

В режиме “Ожидание” за время не менее 0,05 с после окончания режима “Подготовка” происходит переключение питания бортовой аппаратуры управления с наземного источника переменных напряжений 36В 1000 Гц на бортовой. Все остальные подаваемые напряжения соответствуют режиму “Подготовка”. Длительность режима “Ожидание” может достигать 60 с.

В режиме “Пуск” за время не более 1 с бортовые напряжения +20В и –20В от химического источника тока достигают номинальных значений и питание радиоаппаратуры по этим цепям переходит на бортовые источники. За время 0,1–0,2 с до момента старта ракеты в цепи “Запись” снимается напряжение с уровнем логической “1”*. По этой команде запрещается на время 1,5–2,0 секунды перезапись адресного кода во время отрыва бортового разъема при сходе ракеты. С отрывом бортового разъема снимается напряжение +20В в цепи команды разрешения асинхронного запуска ответчика (КРАЗ). По этой команде в бортовой радиоаппаратуре управления начинается асинхронный режим запуска ответчика и радиоимпульсы ответчика излучаются в эфир через верхнюю и нижнюю антенны.

Станция визирования ракеты осуществляет прием сигналов, излучаемых бортовой радиоаппаратурой управления, и определяет положение ракеты по угловым координатам.

Во время сеансов связи станция передачи команд передает на ракету сигналы непрерывных и разовых команд, импульсы запроса с кодовой расстановкой, соответствующей установленному стартовой автоматикой коду адреса на ракете (рис. 12).

В начале каждого сеанса связи по команде КЗАЗ прекращается асинхронный режим запуска ответчика и начинается попарное переключение антенн, при этом открываются либо две верхние антенны (приемная и передающая), либо две нижние.

После двукратного подтверждения наибольшего сигнала в одной из приемных антенн данная пара антенн (верхняя или нижняя) открывается и осуществляет передачу сигнала до конца сеанса связи. Этим создаются наилучшие условия для работы радиoliniи. До начала сеансов связи и в перерывах между ними ответчик бортовой радиоаппаратуры работает в асинхронном режиме. В этом случае станция визирования ракеты определяет положение ракеты по угловым координатам. В процессе сеанса связи ответчик запускается запросными импульсами со станции передачи команд и работает в синхронном режиме. В этом случае станция визирования ракеты определяет положение ракеты по угловым координатам и дальности.

При первом прохождении на бортовую радиоаппаратуру управление сеанса связи и команд К1 и К2 радиоаппаратура вырабатывает сигнал “Управление” в виде напряжения постоянного тока +27В, который переводит на режим обработки команд управления, выдаваемых радиоаппаратурой (К1 и К2). Указанный сигнал “Управление” блокируется схемой автопилота и в случае снятия радиоаппаратурой этого сигнала автопилот не переходит в другой режим работы.

Во время полета, по мере выдачи станцией передачи команд разовых команд, бортовая радиоаппаратура управления выдает сигналы:

- в автопилот – команду “Переключение режима работы автопилота”;
- в радиовзрыватель – четыре команды “Относительная скорость сближения” в виде напряжения постоянного тока, соответствующего уровню логического “0”, а также команды “Управление взведением радиовзрывателя” и “Взведение радиовзрывателя” в виде напряжения +27В.

В случае нарушения радиoliniи на время до 100 мс или отсутствия подряд в трех сеансах связи команд К1 и К2 сигнал “Управление” не снимается, а уровни команд К1 и К2 заминаются. В случае нарушения радиoliniи на время более 100 мс сигнал “Управление”

* Это означает, что сигналы в канале передаются в соответствии с высокоскоростным протоколом сигналов. Согласно данному протоколу осуществляется низковольтный перенос номинальных напряжений логического “0” (max) и логической “1” (min) с заданной разностью относительно номинала. Например номинальное управляющее напряжение +20В, тогда логический “0” может быть равен +20.2В, а логическая “1” – +19.8В. Использование низковольтных сигналов в канале уменьшает потребление энергии и электромагнитные наводки.

снимается, а команды устанавливаются на нулевом уровне. При восстановлении радиолинии сигнал “Управление” восстанавливается, а уровни команд соответствуют уровням, передаваемым станцией передачи команд.

В случае нарушения радиолинии на время 1,5–2,0 с бортовая аппаратура радиоуправления выдает команду “Время”, которая замыкает цепь на самоликвидацию ракеты.

4.2. Блок команд

Блок команд 9Б412 предназначен для выработки команд на запуск двигателя ракеты и газогенератора системы разворота (склонения) ракеты. Он состоит из двух основных частей: устройства формирования временных задержек и алгоритмического устройства.

Через 0,31 с после поворота рычага 30 (см. рис. 7) устройство формирования временных задержек формирует команду на запуск газогенератора системы разворота и через 1 с после поворота указанного рычага – команду на запуск двигателя ракеты. Алгоритмическое устройство формирует команду на запуск двигателя при достижении ракетой, в процессе разворота, углов по курсу или тангажу, равных или больших $\pm 50^\circ$.

Сигналы текущих углов тангажа и курса поступают в блок команд с автопилота.

Для обеспечения заданного уровня надежности в приборе применено двукратное резервирование каналов алгоритмического устройства и четырехкратное резервирование каналов в устройстве формирования временных задержек.

Запитывается блок команд напряжением $\pm 13,5\text{В}$ от источника, входящего в состав автопилота.

4.3. Автопилот

Автопилот в составе аппаратуры управления полетом ракеты осуществляет:

- управление полетом ракеты по траектории в соответствии с поступающими на него с бортовой радиоаппаратуры управления командами К1 и К2;
- разворот ракеты по тангажу и курсу в заданном направлении после вертикального старта;
- стабилизацию движения ракеты относительно ее трех взаимно перпендикулярных осей.

В состав автопилота входят блок управления и четыре рулевые машины, которые обеспечивают необходимое преобразование и выполнение команд управления К1 и К2, а также устойчивость ракеты относительно центра масс при ее движении.

Блок управления представляет собой единый узел, в котором скомпонованы чувствительные элементы (два датчика линейных ускорений, три датчика угловых ускорений, три свободных гироскопа) и электронный узел (стабилизатор напряжения, реле времени и две платы с электро- и радиоэлементами).

Для определения начала отсчета углов, замеряемых на борту ракеты с помощью гироскопических приборов, служит стартовая система координат (условно неподвижная, рис. 15). Центр ее находится в центре масс ракеты в момент разарретирования гироскопов автопилота. При этом ось $OУ$ при старте лежит в плоскости склонения ракеты и направлена в сторону, противоположную направлению на цель. Связанная система координат служит для отсчета углов курса ϕ , тангажа ϑ и крена γ относительно стартовой системы координат. Начало связанной системы координат также лежит в центре масс ракеты. В момент старта ракеты связанная система координат совпадает со стартовой гироскопической. Связанная развернутая система координат $OХI$ (II) служит для измерения угловых скоростей вращения ракеты, перегрузок, действующих на ракету, и углов отклонения рулей.

Управление ракетой и ее стабилизация относительно центра масс осуществляются на участке склонения при дозвуковых скоростях полета газодинамическим способом, далее – с помощью двух пар воздушных рулей. Расположение рулей относительно связанной системы

координат и условно неподвижной системы (стартовой) координат представлено на рис.15. Каждый руль приводится в движение собственной рулевой машиной.

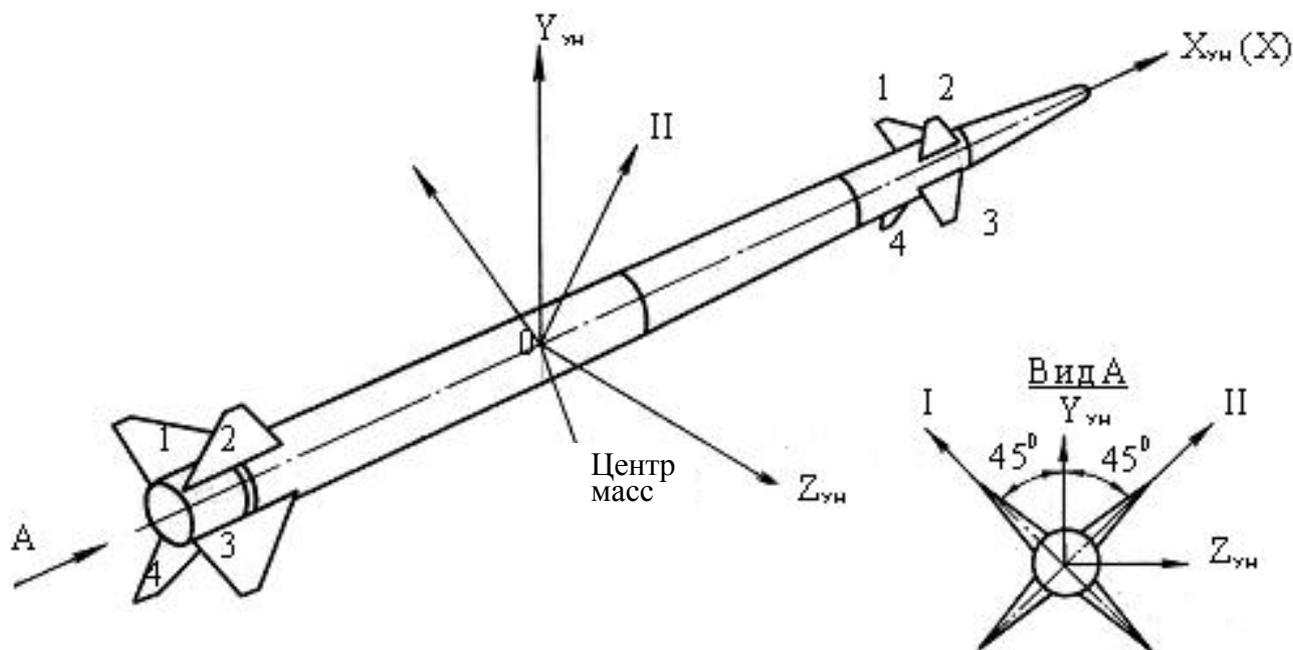


Рис. 15. Условно неподвижная и связанная системы координат

При работе автопилота следует выделить следующие режимы работы: до начала склонения, склонение, управление.

До начала склонения (высота 15–20 м) рулевые машины обнулены, что достигается отключением входов их усилителей от управляющих сигналов.

Электрические цепи автопилота запитываются напряжениями +20В, -20В и +27В от наземного источника питания одновременно с включением гироскопов по команде “Подготовка”. С этого времени запоминающие устройства в режиме “Слежение” отслеживают информацию об углах тангажа и курса, получаемую из аппаратуры стартовой автоматики.

По истечении 5 с происходит переход с наземного источника питания на бортовой по переменному напряжению и, если следует режим “Ожидание” (максимальное время 60 с), то два гироскопа, работающие в полете на выбеге, запитываются от наземного источника напряжением (36 ± 1) В (1000 ± 100) Гц. В любое время режима “Ожидание” может быть выдана команда “Пуск”, при этом через 0,9 с из аппаратуры стартовой автоматики выдаются команды на разарретирование свободных гироскопов и на перевод запоминающего устройства автопилота в режим хранения информации (команда “Память”) о величине команд склонения в конце процесса запуска ракеты.

Через 0,9 – 1 с после подачи команды “Пуск” начинается старт ракеты, при котором происходит отрыв бортового разъема и переход от наземного источника питания на бортовой по цепям +20В, -20В и +27В. Через 0,25 с после отрыва бортового разъема ракеты срабатывает реле времени и происходит разнуление рулевых машин.

Тракт склонения (см. рис. 14) автопилота на основе информации об углах тангажа и курса, полученной из аппаратуры стартовой автоматики и хранившейся в запоминающем устройстве в режиме “слежения”, формирует управляющий сигнал по заданному алгоритму и подает его на рулевые машины.

Принцип формирования управляющих команд К1 и К2 из условно-неподвижной системы координат в команды УНІ и УНІІ связанной системы координат (см. рис. 15) состоит в следующем (см. рис. 16). Управляющие радиокomанды К1 и К2 в виде двух составляющих

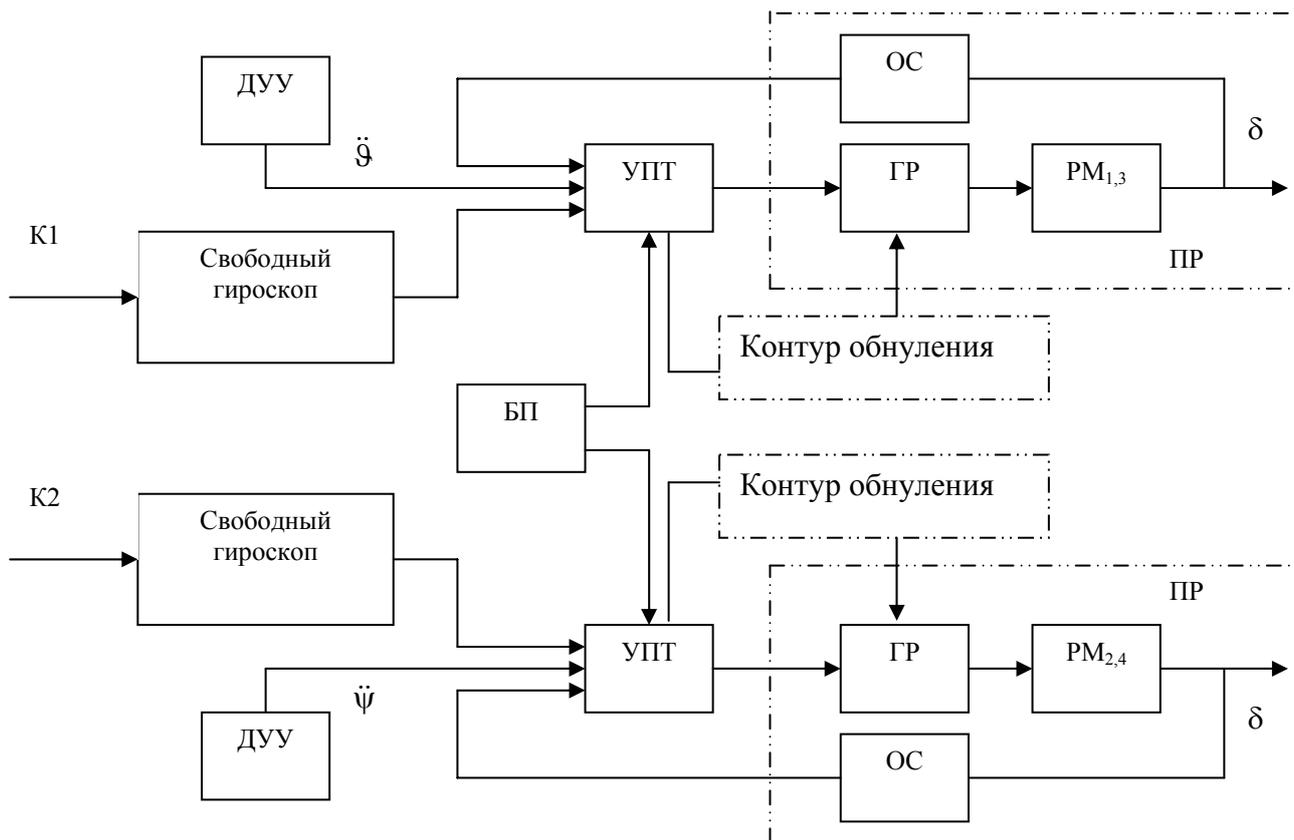


Рис. 16 Структурная схема автопилота (управление по тангажу и рысканию)

основного вектора команды \bar{K} поступают на вход автопилота в системе “X”, т.е. параллельно плоскостям рулей ракеты. Автопилот выполнен по двухканальной схеме, каждой паре рулей соответствует свой рулевой тракт. Канал *I* предназначен для управления движением ракеты в соответствии с командой УНП и ее стабилизацией относительно оси *OI*, канал *II* – для управления движением ракеты в соответствии командой УНП и ее стабилизацией относительно оси *II* (рис. 13). В момент выхода ракеты из контейнера векторы управляющих команд *K1* и *K2* параллельны плоскостям рулей. При положительной команде *K1* задние кромки рулей канала *II* отклоняются вниз (положительный угол δ_2) и ракета летит влево вверх (рис. 13). При положительной команде *K2* задние кромки рулей канала *I* отклоняются вниз (положительный угол δ_1) и ракета летит вправо вверх. Таким образом, вектор отклонения рулей $\bar{\delta} = \sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2}$ соответствует вектору управляющей команды $\bar{K} = \sqrt{K1^2 + K2^2}$.

Для отработки радиокоманды управления в связанной системе координат и совмещения плоскости отработки с плоскостью радиокоманды с бортовой радиоаппаратуры команда *K1* (*K2*) подается на потенциометр свободного гироскопа *II* (рис. 18). Последний производит перераспределение принятых команд управления между плоскостями пар рулей. Команда со свободного гироскопа суммируется с сигналом контура стабилизации и поступает на рулевой привод, отклоняющий рули на угол δ_1 (δ_2). Отклонение рулей приводит к изменению угла атаки (скольжения) ракеты и поперечной перегрузки, под действием которой ракета перемещается в поперечном направлении, изменяя свои угловые координаты. Измененные угловые координаты ракеты и цели поступают на координатные блоки ракеты и цели, таким

образом контур управления оказывается замкнутым. Кинематические звенья 1 и 2 (см. рис. 14) не являются материальными звеньями контура управления, а выражают связь между углом атаки (скольжения) и входными величинами измерительных устройств.

Команда, сформированная в каждом из трактов управления, раскладывается на одну пару рулей, осуществляющую поворот ракеты в соответствующей плоскости, обеспечивая поворот ракеты в плоскостях тангажа и курса. В полете информация о текущих углах поворота ракеты по тангажу и курсу поступает в те же тракты склонения с датчиков углов свободных гироскопов.

Через 1,5–2 с после начала склонения по команде “Управление” с БРУ происходит переключение автопилота из режима склонения в режим управления. При этом команда “Управление” блокируется, отключает тракт склонения и подключает к рулевым машинам тракт управления.

В режиме управления автопилот обрабатывает по заданному алгоритму команды К1 и К2, поступающие с БРУ. При этом организовано ограничение сигналов на рулевые машины на уровне 15° отклонения рулей. Переключение уровня ограничения осуществляется по команде “КПО” (“Переключение ограничения угла отклонения руля”) с сигнализатора спада давления в газогенераторе системы склонения (или по команде “Управление” с БРУ).

На конечной части участка управления, при падении скорости ракеты до 400–600 м/с по команде “КП”, передаваемой со станции наведения ракет через БРУ, происходит переключение коэффициентов усиления автопилота.

На протяжении всего времени склонения и управления автопилот обеспечивает стабилизацию ракеты относительно трех взаимно перпендикулярных связанных осей. Стабилизация осуществляется по информации, поступающей с трех датчиков угловых ускорений, оси чувствительности которых расположены вдоль соответствующих связанных осей ракеты.

В течение всего времени ракета стабилизируется по углу крена. Стабилизация осуществляется каналом крена автопилота (каналом 3) по информации с датчика угла крена свободного гироскопа. Сигнал, сформированный в канале крена, раскладывается на все четыре рулевые машины, парируя движения ракеты относительно продольной оси (рис. 17).

Стабилизация ракеты относительно центра масс (относительно поперечных осей $O1$ и $O2$) сводится к введению с помощью автопилота дополнительного искусственного демпфирования ракеты. Это необходимо для обеспечения требования по качеству переходных процессов при отработке команд управления, т.е. для ограничения перерегулирования по углам атаки и скольжения. Хотя ракета и является статически устойчивой, собственного демпфирования ее недостаточно и переходные процессы при отработке команд управления имели бы недопустимую колебательность и перерегулирование по упомянутым углам. Для искусственного увеличения демпфирования ракеты в автопилоте предусмотрена отрицательная обратная связь по угловой скорости ракеты. Введение этой обратной связи образует замкнутый контур стабилизации.

Ввиду того, что при управляемом полете ракеты в контуре управления всегда имеется динамическая ошибка (отставание ракеты от кинематической траектории), в контур вводится сигнал компенсации динамической ошибки для всех методов наведения. Схема компенсации динамической ошибки не входит в замкнутый контур управления. Схема формирует дополнительную команду, которая изменяет кривизну траектории полета ракеты в сторону уменьшения линейных отклонений относительно кинематической траектории.

Чувствительные элементы автопилота – свободные гироскопы, датчики угловых ускорений (ДУУ) и датчики линейных ускорений.

Свободные гироскопы фактически выполняют функции счетно-решающего устройства автопилота. Они предназначены для преобразования управляющих радиоконанд из условно-неподвижной системы координат в управляющие команды (напряжения) связанной системы координат. Используется свойство свободного гироскопа сохранять неизменным

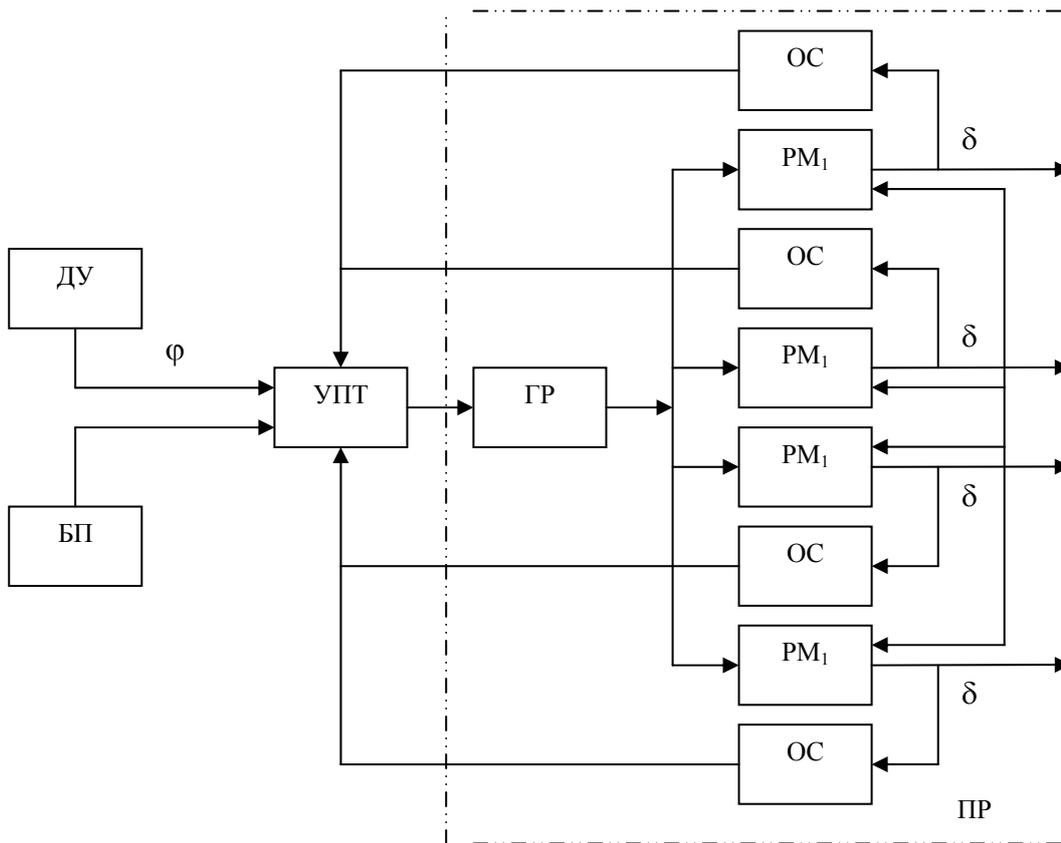


Рис. 17 Структурная схема канала стабилизации крена автопилота: РМ – рулевая машина, ОС – обратная связь (потенциометр обратной связи РМ), ГР – газовый распределитель (струйное реле), ДУУ – датчик угловых ускорений, ДУ – датчик угла, ПР – привод рулевой

положение оси ротора в пространстве. Напряжения, снимаемые со щеток функциональных потенциометров свободных гироскопов, распределяются между каналами так, что на вход усилителя постоянного тока (УПТ) канала *I* подается управляющее напряжение УН_I, а на вход канала *II* – соответственно напряжение УН_{II}. Таким образом, УПТ суммируют сигналы ДУУ и свободных гироскопов, сравнивают результирующий сигнал управления с сигналом потенциометра обратной связи рулевой машины и вырабатывают сигнал ошибки для приведения в действие распределителя газа по каналам питания рулевой машины.

Рулевой привод образует с УПТ два замкнутых контура следящих систем: собственно контур привода и контур системы обнуления. Контур привода предназначен для перемещения рулей ракеты в соответствии с результирующим сигналом управления. Контур системы обнуления предназначен для компенсации нулевых погрешностей усилителя и струйного реле газораспределительного устройства.

Конструкция и кинематическая схема свободного гироскопа приведены на рис. 18 и 19, электрическая схема автопилота – на рис. 20.

Основными узлами свободного гироскопа являются: гиروزел *15*, внешняя рамка *14*, механизм арретира *16-19* и потенциометрические датчики *11*. В гиروزеле применен гиromотор, представляющий собой асинхронный трехфазный электродвигатель. Питание гиromотора осуществляется переменным напряжением $(36 \pm 1)В$ (1000 ± 100) Гц, которое подводится через коллекторное кольцо *10* на оси внешней рамки (рис. 18) и *8* – на оси внутренней рамки

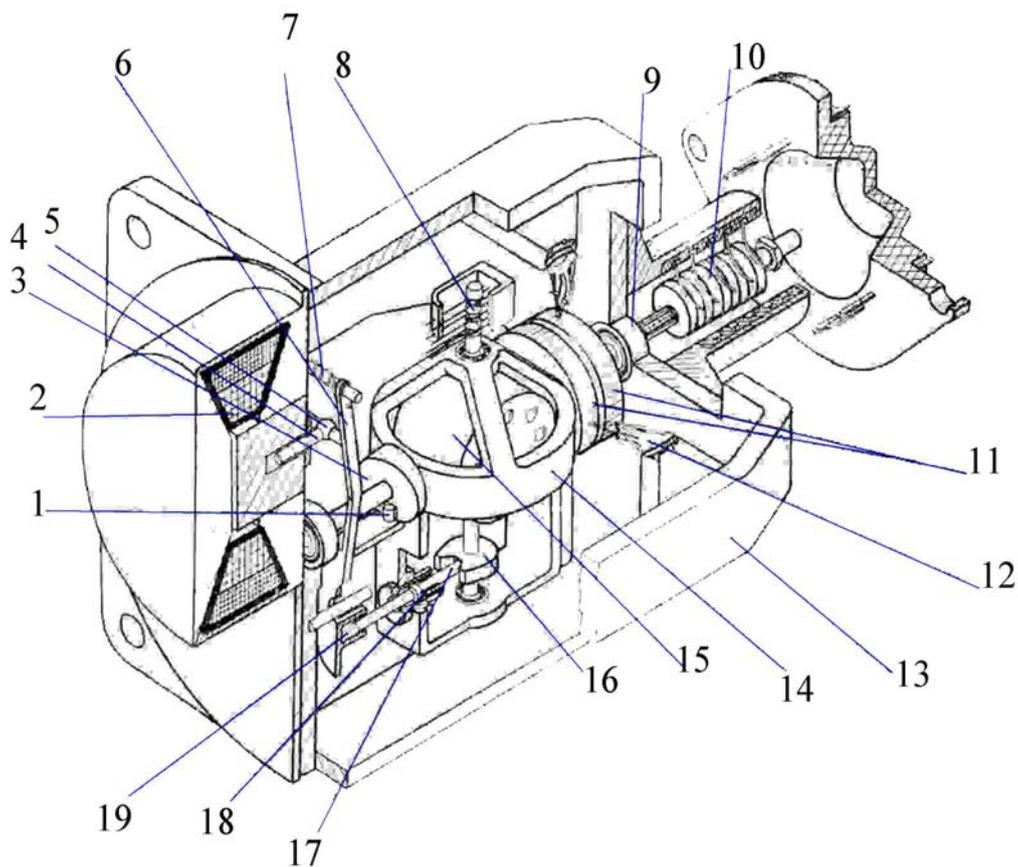


Рис. 18. Конструкция свободного гироскопа: 1 – ролик; 2 – катушка электромагнита; 3 – кулачок; 4 – подвижный ярлык; 5 – серьга; 6 – рычаг; 7 – пружина; 8 – коллекторное кольцо на оси внутренней рамы; 9 – подшипник; 10 – коллекторное кольцо на оси внешней рамы; 11 – потенциометр; 12 – контактная щетка; 13 – корпус; 14 – внешняя рама; 15 – внутренняя рама; 16 – профилирующий кулачок на оси внутренней рамы; 17 – толкатель; 18 – пружина; 19 – ловитель

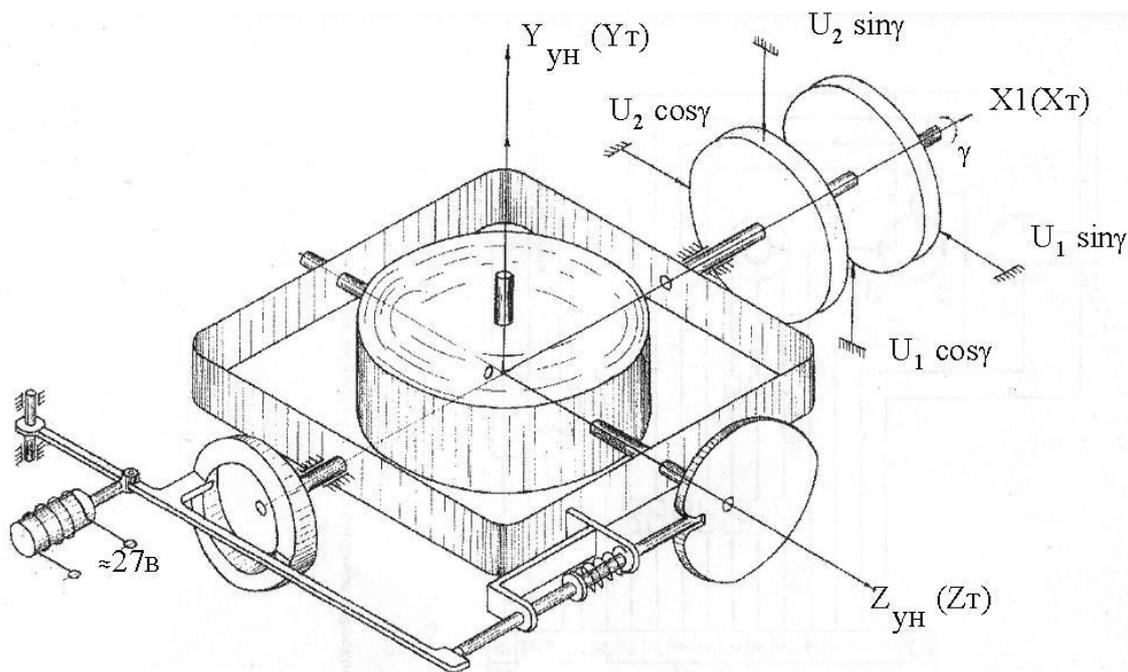


Рис. 19. Кинематическая схема свободного гироскопа

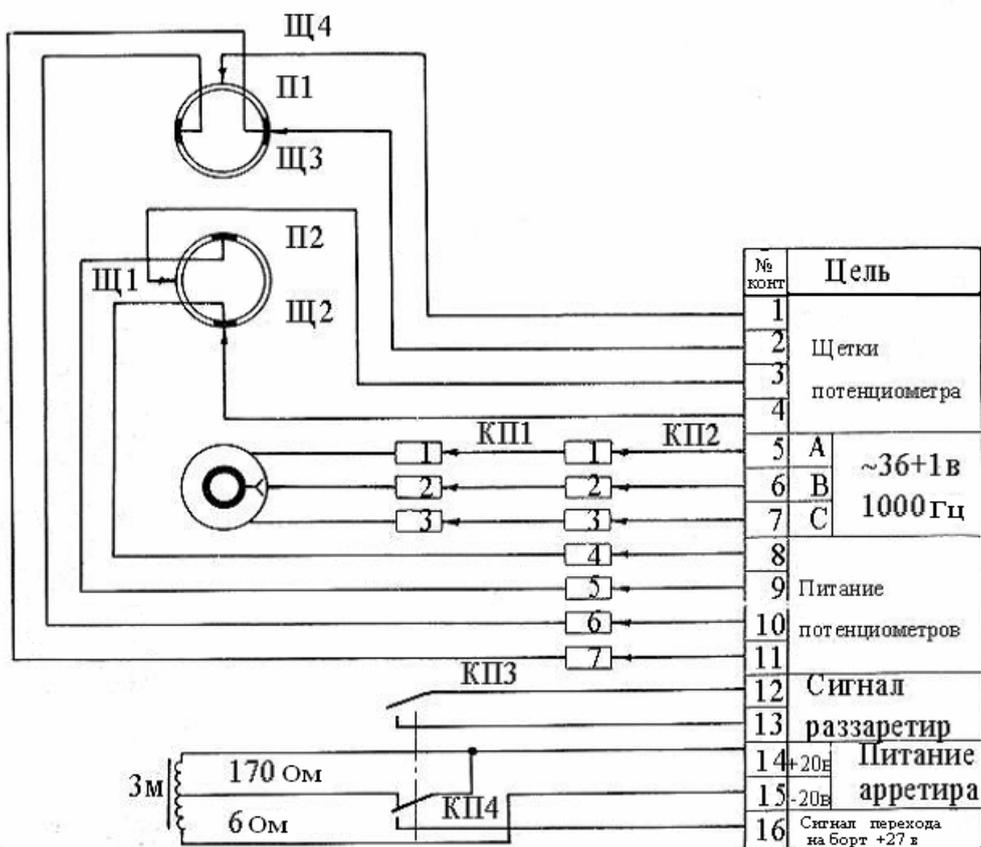


Рис. 20. Электрическая схема свободного гироскопа

Число оборотов гиromотора не менее 51000 об/мин. Максимальный угол поворота внутренней рамки 15, смонтированной на внешней рамке, от упора до упора $\pm 80 \div 85^\circ$. Время готовности (с форсажем) не более 10 с. [8]. Для обеспечения исходного взаимного положения рамок гироскопа до момента старта ракеты предусмотрен механизм арретирования, устройство которого ясно из рисунка. Гироскоп заарретирован при обесточивании электромагнита 2.

Датчики углового ускорения (скоростные гироскопы, рис. 21) предназначены для измерения угловых ускорений ракеты относительно связанной системы координат и выработки сигналов в виде напряжения постоянного тока. Эти напряжения соответствуют значениям составляющей углового ускорения относительно каждой оси. Чувствительным элементом датчика является двухступенной гироскоп. При повороте ракеты относительно оси чувствительности датчика возникает прецессионное движение гиروزла со скоростью, пропорциональной угловому ускорению ракеты.

Датчик линейных ускорений автопилота предназначен для измерения линейных ускорений и выработки сигнала в виде напряжения постоянного тока, величина которых пропорциональна линейному ускорению, действующему в направлении измерительной оси. Принцип действия датчика основан на свойстве физического маятника устанавливаться по направлению результирующих сил, действующих на него в направлении измерительной оси. Датчик представляет собой конструкцию, объединяющую электромеханическую и электронную части прибора в одном корпусе. Электромеханическая часть представляет собой маятник из двух цилиндрических грузиков разной массы на коромысле. Угол отклонения маятника ограничен упорами и электронную часть

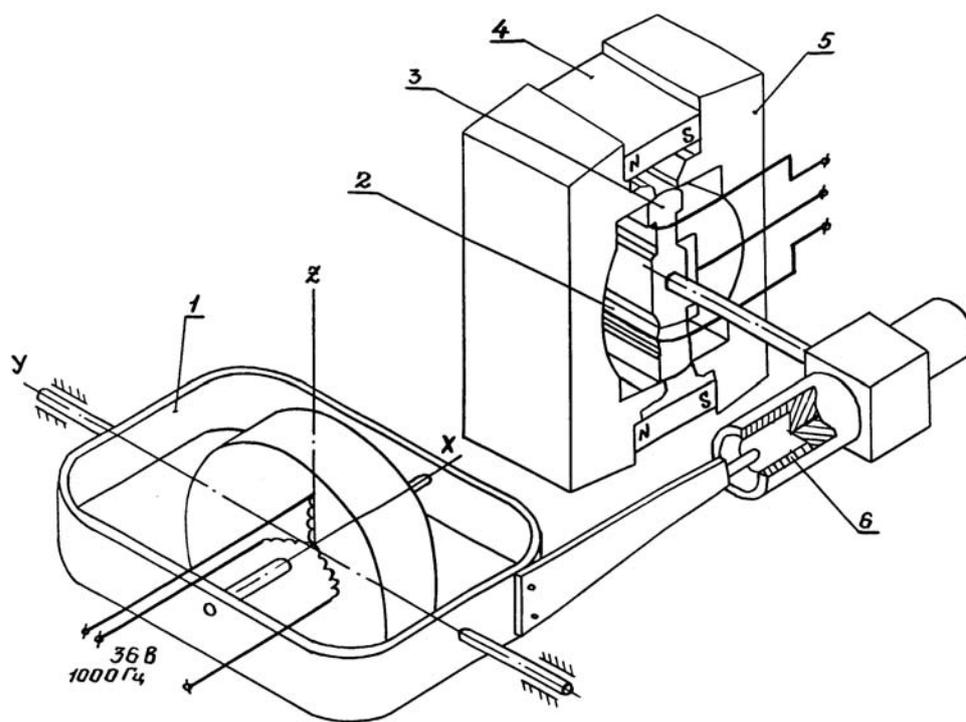


Рис. 21. Скоростной гироскоп (датчик углового ускорения): 1 – гироскоп, 2 – катушка, 3 – ротор, 4 – магнит, 5 – магнитопровод, 6 – поводковая передача

Усилитель постоянного тока предназначен для формирования управляющего сигнала и усиления его мощности. На вход усилителей I и II-го каналов подаются сигналы управления в виде напряжений постоянного тока, снимаемых со щеток функциональных потенциометров свободных гироскопов. На входе УПТ сигнал управления суммируется с сигналом стабилизации, вырабатываемым датчиком углового ускорения, и результирующий управляющий сигнал сравнивается с сигналом обратной связи рулевого привода. Полученный сигнал усиливается по мощности и подается в обмотки газораспределителя.

Общий вид блока управления представлен на рис. 22

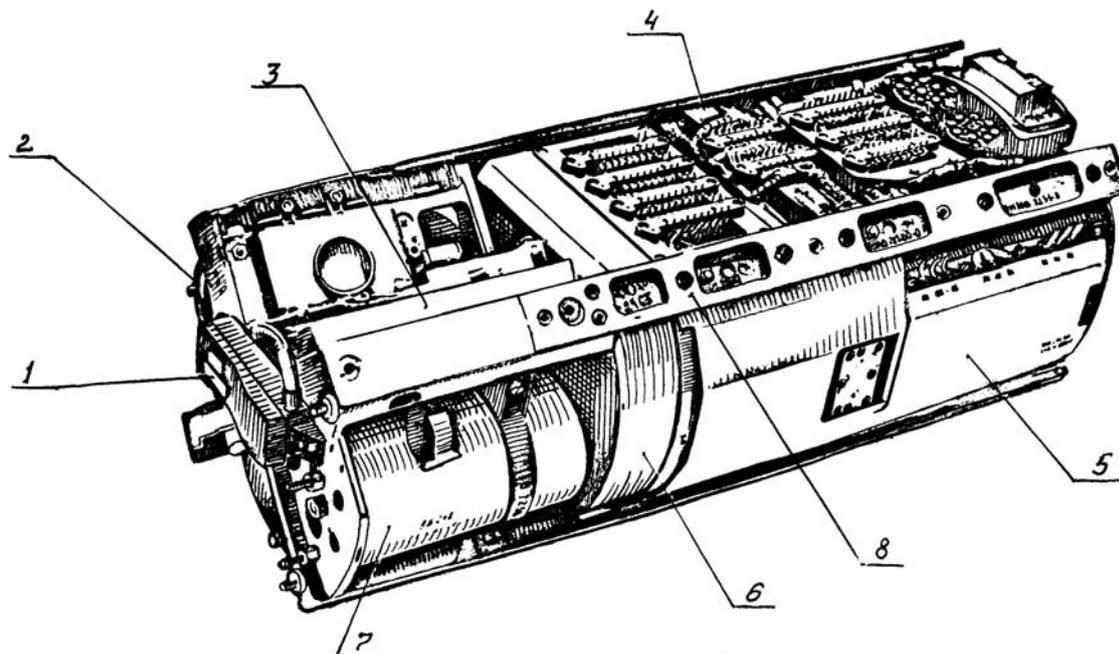


Рис. 22. Аппаратурный моноблок: 1 – блок задержки, 2 – электромашинный преобразователь, 3 – блок команд, 4 – приемник радиовзрывателя, 5 – бортовая радиоаппаратура управления, 6 – автопилот, 7 – батарея, 8 – стрингер

5. Боевое снаряжение

5.1. Радиовзрыватель

Радиовзрыватель (РВ) 9Э337 является составной частью бортовой аппаратуры управления ракеты и представляет собой радиолокационное устройство, предназначенное для формирования и выдачи команд на ПИМ импульса подрыва боевой части (БЧ) в точке, обеспечивающей максимальное накрытие цели поражающими элементами (осколками) БЧ.

Радиовзрыватель является малогабаритным неконтактным радиолокационным активным импульсным взрывателем, в состав которого входят антенная система, передающее и приемное устройства.

Радиовзрыватель работает в следующих боевых режимах: НЛЦ (низколетящая цель), НВЦ (надводная цель), ПП (пассивная помеха) и штатном.

Функциональная схема РВ приведена на рис. 23 [5,6]. В его состав входят антенная система, передающее и приемное устройства.

Антенная система РВ состоит из передающей диск-конусной антенны, установленной под носовым обтекателем, и двух приемных щелевых антенн, установленных в нишах корпуса третьего отсека по правому и левому бортам ракеты. Такое расположение антенн выравнивает результирующую диаграмму направленности в плоскости, нормальной к оси ракеты, и обеспечивает требуемую развязку между приемным и передающим трактами.

Передачик РВ состоит из передающей антенны, магнетрона и магнитного модулятора (магнитного генератора импульсов). Последний вырабатывает видеоимпульсы напряжения прямоугольной формы длительностью порядка 0,1 мкс с частотой повторения 10 КГц. Эти напряжения являются напряжением питания для магнетрона, генерирующего высокочастотные радиоимпульсы и направляющего их в передающую антенну, которая излучает их в пространство.

Помимо зондирующего СВЧ-импульса передатчик вырабатывает синхронизирующие работу РВ импульсы (СИ).

Приемное устройство содержит СВЧ-блок с усилителем и детектором, видеоусилитель и блок обработки информации. Блок обработки информации, в зависимости от заданного режима работы РВ (режим НЛЦ, режим ПП, штатный режим), управляет работой приемного устройства, производя при необходимости автоматическое ограничение дальности работы РВ и загроуление чувствительности приемного тракта. Благодаря этому осуществляется селекция отраженных от цели сигналов на фоне поверхности земли, а также при наличии помех. Блок обработки производит также подсчет отраженных от цели импульсов. Отраженные от цели высокочастотные радиоимпульсы улавливаются антеннами 1 и 2 и поступают в детекторные секции, конструктивно совмещенные с антеннами (см. рис. 23).

Полученные на выходе детекторных секций видеоимпульсы усиливаются видеоусилителем и поступают на вход первого каскада совпадения. На вход второго каскада подаются стробирующие импульсы с формирователя строга. Стробирующие импульсы формируются из синхронизирующих, поступающих с магнитного генератора импульсов через линию задержки. При совпадении во времени стробирующих и видеоимпульсов на каскаде совпадения с него выдается импульс на запуск формирующего каскада, который вырабатывает нормированные по амплитуде и длительности импульсы, поступающие на счетчик.

Стробирование в РВ предусмотрено для осуществления селекции по дальности и обеспечения развязки от земной поверхности.

Временная селекция по накоплению информации (отсчет определенного количества отраженных импульсов) повышает помехоустойчивость по отношению к случайным выбросам шумов и пассивным помехам. Для обеспечения дополнительной развязки между передающей и приемной антеннами, коррекции области срабатывания РВ на малых промахах и повышения помехоустойчивости к пассивным помехам в РВ предусмотрена программная регулировка чувствительности. Для повышения помехоустойчивости к активным помехам в видеоусилителе имеется цепочка загроуления.



Рис. 23. Функциональная схема РВ

Для эффективного поражения цели необходимо согласование области срабатывания РВ с областью разлета основной массы (80 – 90%) осколков БЧ. Областью срабатывания РВ является часть пространства, в которой могут оказаться условные центры целей в момент срабатывания РВ. Согласование области срабатывания РВ с областью разлета осколков осуществляется путем задержки импульса подрыва БЧ в зависимости от относительной скорости между ракетой и целью. Информация об указанной скорости вводится в РВ командами КОС.

Перед стартом ракеты с аппаратуры стартовой автоматики на РВ выдаются команды, устанавливающие один из режимов его работы.

Во время управляемого полета наземная станция управления определяет и передает на ракету команды относительной скорости ракеты и цели (КОС), которые поступают в РВ, и устанавливает определенную величину задержки между моментом срабатывания РВ и подрывом БЧ.

При подлете ракеты к цели на заданное расстояние по команде управления взведением РВ (КУВ), поступающей с бортовой радиоаппаратуры управления, включается передатчик РВ. Зондирующие импульсы передатчика РВ облучают цель.

По радиокоманде взведения (КВ), следующей после команды КУВ, включается блок обработки информации, который, с учетом режима работы РВ, анализирует отраженные от цели импульсы и при накоплении определенного их количества выдает импульс срабатывания.

5.2. Предохранительно-исполнительный механизм

Предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ) 9Э134 предназначен:

- для обеспечения надежного предохранения от случайного взрыва боевой части снаряженной ракеты на всех этапах хранения, транспортировки и эксплуатации;
- для предохранения подрыва боевой части при пуске и в полете до получения команд КУВ и КВ;
- для выдачи детонационного импульса на подрыв боевой части ракеты по команде от радиовзрывателя или с БРУ;
- для самоликвидации ракеты в полете при несрабатывании радиовзрывателя по цели.

Срабатывание ПИМ возможно только после снятия в процессе полета ракеты ступеней предохранения и его взведения.

ПИМ имеет три ступени предохранения, для снятия которых требуется наличие следующих факторов:

- запуск и выход на режим бортового химического источника тока, от которого запитывается ПИМ;
- запуск двигателя – наличие давления в его камере сгорания, от которого с помощью сигнализатора давления замыкаются контакты в цепи взведения ПИМ;
- осевая перегрузка не менее 19 в процессе полета ракеты (непосредственно после старта) с временем действия не менее 1 с, от которой за счет действия инерционной силы снимается стопорение подвижных частей ПИМ на линии огневой цепи и замыкаются дополнительные контакты в цепи взведения.

В процессе пускового цикла производится запуск ХИТ ракеты и с выходом его на режим становится возможной выдача напряжения в цепь взведения ПИМ. Этим снимается первая ступень предохранения ПИМ (эта цепь дополнительно разомкнута сигнализатором давления в двигателе и инерционным замыкателем ПИМ). В процессе катапультирования ракеты ПИМ находится в исходном состоянии, так как цепь выдачи напряжения на ПИМ разомкнута сигнализатором давления в двигателе.

При запуске двигателя и нарастании давления в камере сгорания срабатывает сигнализатор давления, замыкая контакты выдачи напряжения с ХИТ в цепь взведения ПИМ. Снимается вторая ступень его предохранения.

Под действием осевого ускорения при работающем двигателе в течение не менее 1с инерционный замыкатель замыкает цепь взведения ПИМ. Снимается третья ступень предохранения, происходит окончательное взведение ПИМ. Если осевое ускорение длится менее 1 с, снятие третьей ступени предохранения и окончательное взведение взрывателя не происходят.

Вблизи цели в боевую цепь ПИМ поступает сигнал “Срабатывание РВ”, что вызывает срабатывание ПИМ и подрыв боевой части. В случае неполучения сигнала от РВ при пролете цели поступает электрический сигнал от БРУ “Ликвидация”, вызывающий срабатывание ПИМ и подрыв боевой части.

5.3. Боевая часть

Осколочно-фугасная боевая часть в составе боевого снаряжения ракеты обеспечивает поражение средств воздушного нападения противника осколочными поражающими элементами, а вблизи цели также и фугасным воздействием.

Боевая часть (рис. 24) состоит из корпуса, осколочной оболочки, заряда взрывчатого вещества (ВВ) и дополнительного детонатора. Корпус представляет собой сварную конструкцию, состоящую из тонкостенной наружной оболочки 3 и двух фланцев 5 и 10. По оси боевой части, внутри заряда ВВ, корпус имеет полость, образованную внутренней оболочкой 9 ступенчато-цилиндрической формы. Со стороны большого диаметра в полость устанавливаются ПИМ и дополнительный детонатор (шашка 4, гайка 7, крышка 6), который на резьбе ввинчивается во фланец 5.

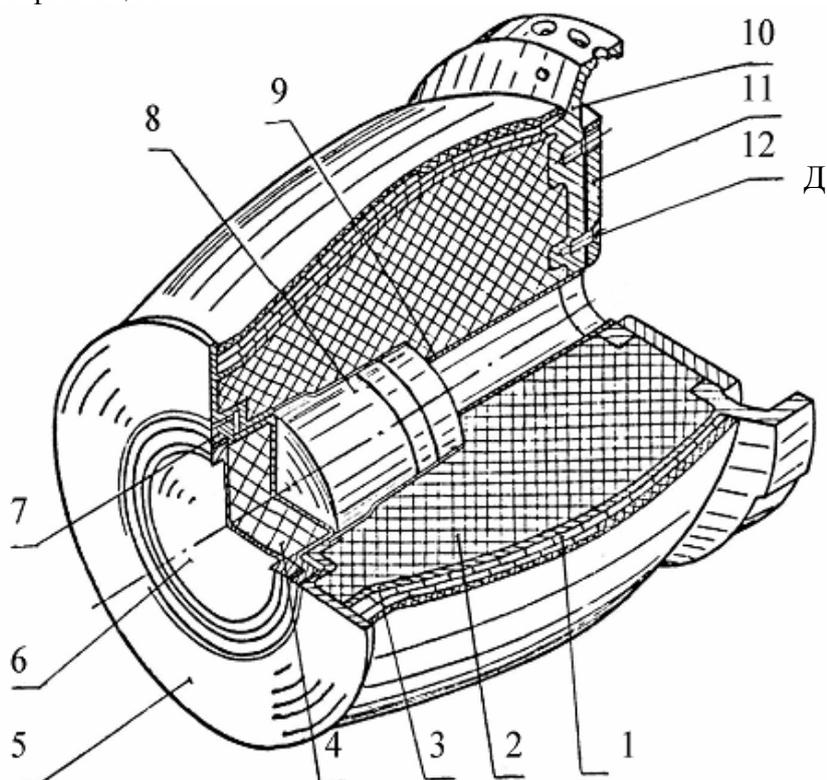


Рис. 24. Боевая часть: 1 – поражающие элементы; 2 – заряд ВВ; 3, 9 – оболочка; 4 – шашка; 5, 10 – фланец; 6, 11 – крышка; 7 – гайка; 8 – ПИМ; 12 – винт

Осколочная оболочка размещена на оболочке 3 корпуса БЧ между фланцами 5 и 10. Она состоит из поражающих элементов 1, изготовленных из сплава высокой плотности. Электрокоммуникации от разъема ПИМ выводятся через полость “Д” за пределы боевой части.

При подаче инициирующего импульса от ПИМ на дополнительный детонатор срабатывает шашка 4 и вызывает детонацию разрывного заряда 2. Образующаяся ударная волна и

продукты детонации разрывают тонкостенную оболочку 3 корпуса и обеспечивают метание поражающих элементов. В поперечной плоскости образуется круговое осколочное поле с заданными характеристиками, поражающее цель.

Угол разлета поражающих элементов в продольной плоскости зависит от формы (кривизны) оболочки 3 корпуса боевой части, определяющей форму заряда ВВ и осколочной оболочки. Величина этого угла выбрана из условия накрытия цели потоком поражающих элементов в различных условия встречи ракеты с целью, с учетом также углов срабатывания РВ.

Кинематическая схема накрытия цели областью поражения БЧ представлена на рис. 25, распределение начальных скоростей осколков по углу разлета (в статических условиях) – на рис. 26.

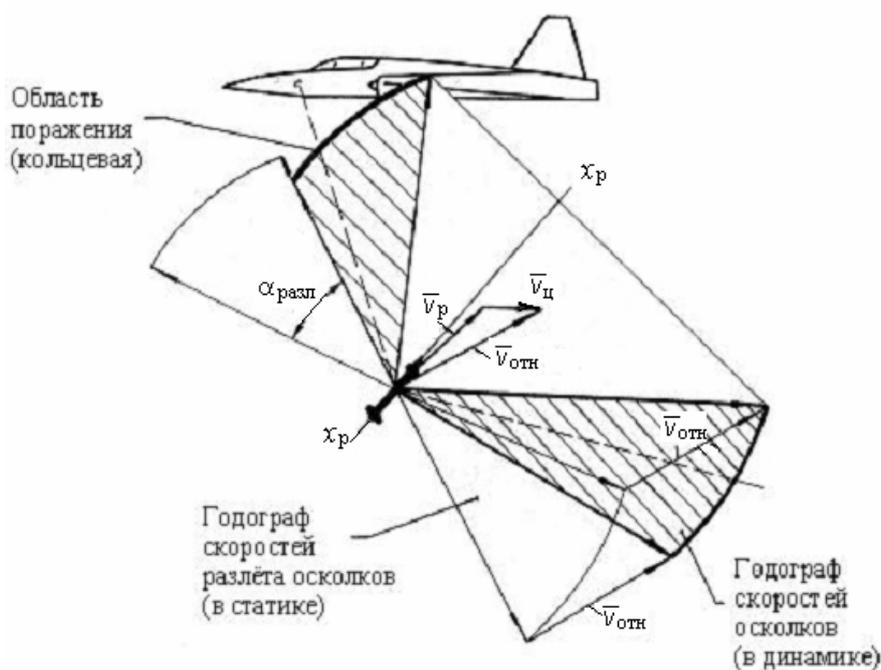


Рис. 25. Кинематическая схема накрытия цели областью поражения БЧ: - - - - линия срабатывания радиовзрывателя; x_p – продольная ось ракеты; $\alpha_{\text{разл}}$ – угол разлета осколков; $\bar{V}_p, \bar{V}_ц, \bar{V}_{\text{отн}}$ – скорость ракеты, цели и относительная скорость

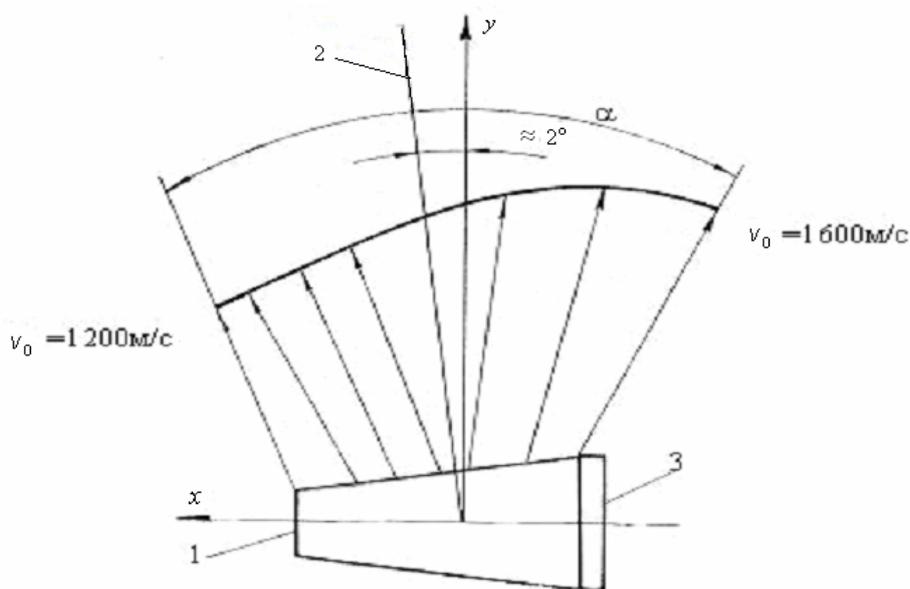


Рис. 26. Распределение начальных скоростей осколков по углу разлета (в статических условиях): 1 – передний торец; 2 – направление разлета основной массы осколков; 3 – задний торец

Эффективность ракеты, определяемая поражающим действием боевой части и рассеиванием точки ее подрыва относительно цели, должна быть высокой не только при воздействии по слабо защищенным целям, таким как самолеты и вертолеты, но и при воздействии на высокоточное оружие, обладающего зачастую высокой прочностью. Характерный вид зон поражения различных целей представлен на рис. 27 (3).

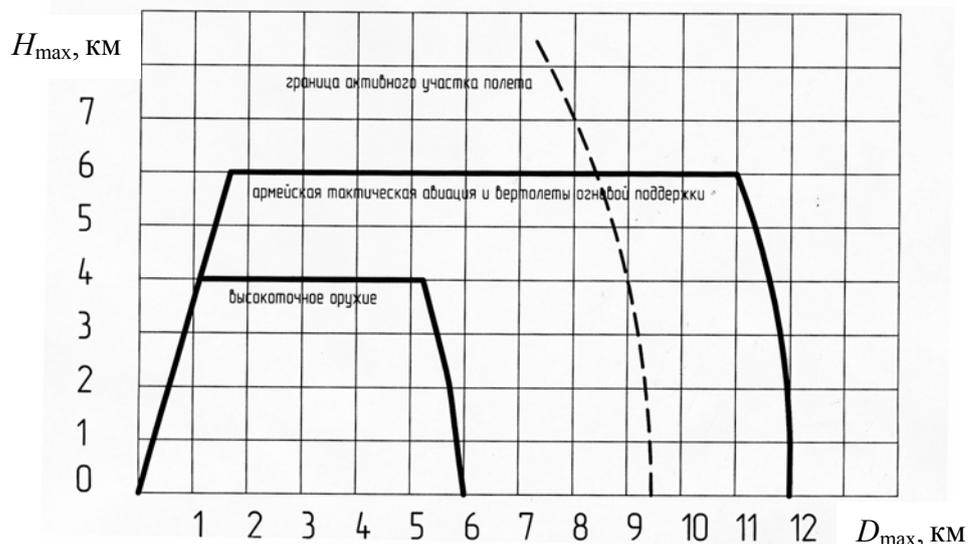


Рис. 27. Зона поражения различных целей

6. Двигатель ракеты

Двигатель ракеты (рис. 28) представляет собой двухрежимный однокамерный ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ). РДТТ состоит из:

- корпуса, включающего в себя цилиндрическую часть 7, переднее днище 1, заднее днище 9 и сопловой блок 11 с вкладышем 13 и заглушкой 12;

- заряда твердого топлива 6 – одноканальной шашки смесового топлива, имеющей щелевые пропилы со стороны сопла двигателя. Наличие восьми щелей позволяет существенно увеличить поверхность горения топлива и обеспечить стартовый режим работы двигателя. На маршевом режиме после выгорания заряда в зоне щелей горение осуществляется только по поверхностям одноканальной шашки;

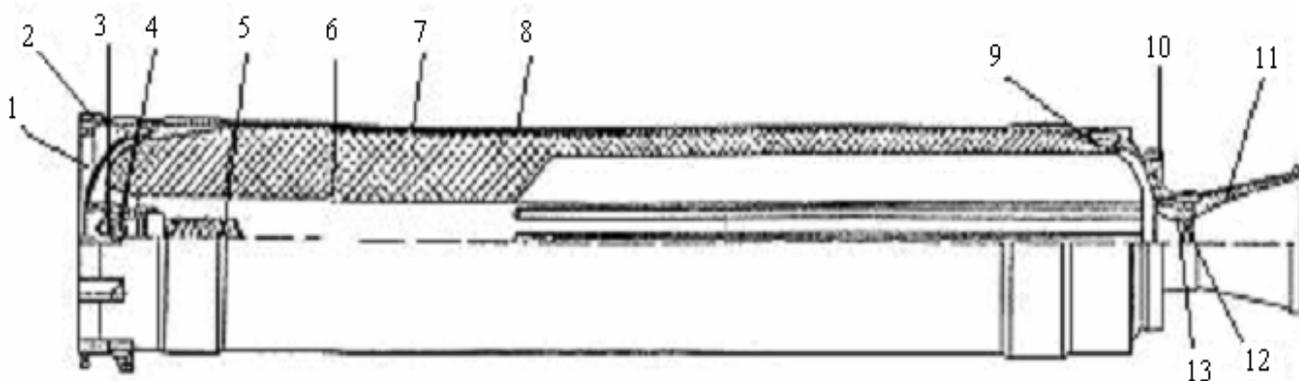


Рис. 28. Двигатель ракеты: 1 – днище переднее с теплозащитной чашей; 2 – силовой шпангоут; 3 – сигнализатор давления; 4 – пиропатроны; 5 – воспламенитель; 6 – заряд твердого топлива; 7 – корпус; 8 – теплозащитное покрытие; 9 – днище заднее с теплозащитной чашей; 10 – посадочный пояс; 11 – сопловой блок; 12 – заглушка; 13 – вкладыш

– воспламенителя 5 с двумя пиропатронами для зажигания воспламенителя и сигнализатором давления 3 в камере сгорания. Все элементы расположены на переднем днище корпуса двигателя. Сигнализатор используется в системе предохранения боевого снаряжения для выдачи команды на взведение радиовзрывателя. Второй пиропатрон служит для дублирования запуска двигателя. Дублирующий пиропатрон срабатывает через одну секунду после запуска двигателя, обеспечивая зажигание воспламенителя в случае несрабатывания первого пиропатрона.

Переднее и заднее днища (эллиптической формы) корпуса изготавливаются из высокопрочной стали. На наружной цилиндрической части днищ нарезаны специальные упорные резьбы и проточены буртики, с помощью которых при завинчивании днища центрируются относительно переднего шпангоута и утолщения заднего торца цилиндрической части корпуса.

Цилиндрическая часть корпуса представляет собой тонкостенный цилиндр 7, изготовленный из высокопрочной листовой стали, к переднему торцу которого приварен силовой шпангоут 2. На силовом шпангоуте размещены десять бобышек и нарезана специальная упорная резьба для завинчивания переднего днища. В бобышках, изготовленных как единое целое со шпангоутом, нарезаны резьбовые отверстия, и в них установлены шпильки для соединения с приборным отсеком ракеты. В утолщении цилиндрической части заднего торца также нарезана специальная упорная резьба для ввинчивания соплового блока, просверлены отверстия для стыковки с отсеком крыльевого блока.

К заднему днищу приварены цилиндрический посадочный пояс 10, на который устанавливается подшипник пятого отсека, и цилиндрический насадок, в котором нарезана резьба для вворачивания сопла.

Герметичность внутренней полости корпуса двигателя в процессе хранения и эксплуатации обеспечивается путем поджатия резиновых прокладок между цилиндрической частью и днищами. Прокладки поджимаются передним днищем и сопловым блоком при сборке. Стык блока воспламенитель – пиропатроны герметизируется медной прокладкой.

С внутренней стороны на цилиндрический корпус наклеен резиновый мешок, который играет роль защитно-крепящего слоя 8 между корпусом двигателя и зарядом. В передней и задней частях мешок имеет утолщения в виде чашек, предназначенных для обеспечения требуемого напряженно-деформированного состояния заряда при колебаниях температуры.

Заднее днище имеет снаружи посадочное место под подшипник крыльевого отсека и резьбу для его крепления. На внутренней части нарезана резьба для установки сопла.

Сопло состоит из корпуса с цилиндрической резьбовой частью и конической выходной. Критическое сечение сопла формируется сопловым вкладышем, вворачиваемым в корпус.

Графитовый вкладыш клеивается во внутреннюю полость корпуса со стороны заднего днища, герметичность стыков при сборке соплового блока обеспечивается резиновыми прокладками.

В центре переднего днища варен стакан, в котором имеются посадочные места для установки пиропатронов, а также внутренняя резьба для установки корпуса воспламенителя. В сферическую часть переднего днища варен штуцер для установки сигнализатора давления.

Воспламенитель представляет собой три цилиндрических стержня твердого топлива и навеску крупнозернистого дымного пороха, заключенные в алюминиевые футляры и помещенные в сетчатый корпус. Корпус воспламенителя, закрепленного на переднем днище, частично входит в канал заряда.

Пиропатрон (рис. 29) предназначен для зажигания воспламенителя. Он состоит из корпуса 2, доньшка 5, навески воспламенительного состава 3, навески пиротехнического состава 4, разъема для присоединения пирозащитного устройства и электрозапала 1, выполненного в виде проволочного мостика. Надежное срабатывание воспламенителя обеспечивают два пиропатрона.

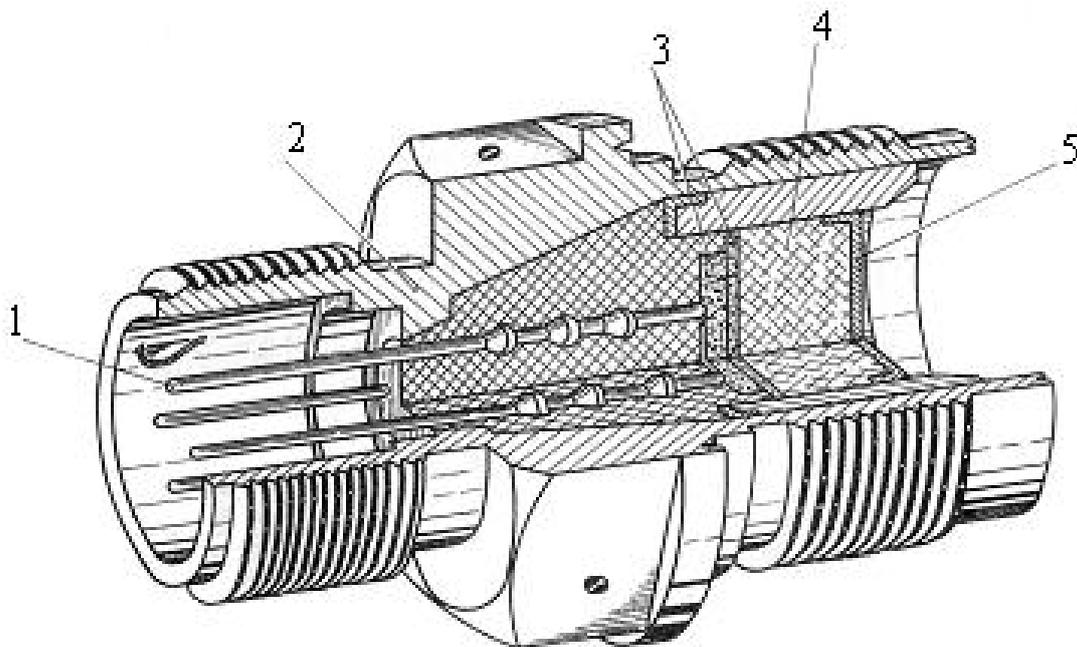


Рис. 29. Пиропатрон: 1 – электрозапал; 2 – корпус; 3 – состав воспламенительный; 4 – состав пиротехнический; 1,5 – доньшко

Работа двигателя начинается с момента подачи по цепи электросистемы ракеты команды запуска в виде тока напряжением (+27В) на проволочный мостик пиропатронов. Проволочный мостик мгновенно накаляется, вызывая зажигание воспламенительного состава пиропатрона, в результате чего воспламеняется и его пиротехнический состав. Образующиеся газы, прорывая доньшко пиропатрона, воспламеняют основную навеску воспламенителя. Массы образовавшихся газов и их тепловой энергии достаточно, чтобы создать необходимые условия для воспламенения заряда топлива и его устойчивого горения. Горение заряда происходит по внутреннему каналу, щелям и торцам.

Давление в камере на стартовом режиме не более 1,5 кПа. Тяга двигателя на стартовом режиме ≈ 3200 кгс. Время работы двигателя на стартовом режиме ≈ 4 с [3], на маршевом режиме ≈ 8 с. Общее время работы двигателя ≈ 12 с.

7. Сигнализатор давления

Сигнализатор давления (рис. 30) является устройством разового действия и обеспечивает подачу постоянного напряжения +27 В в ПИМ для снятия второй ступени предохранения и в блок команд для подготовки схемы подключения автопилота при достижении давления в камере двигателя не менее 0,3 кПа [6]. Сигнализатор давления состоит из стального корпуса 1, в котором расположен изолятор 5 с двумя армированными штыревыми контактами 6, и стального поршня 3. На поршне имеются латунное доньшко 4, изолированное от поршня, и уплотнительное резинофторопластовое кольцо 2. В электросистеме ракеты сигнализатор подключается штыревыми контактами с помощью розетки штепсельного разъема электросети. В исходном (крайне левом) положении поршень удерживается стальным штифтом 7, при этом контакты 6 разомкнуты. Под воздействием на поршень горячих газов, поступающих из камеры двигателя, штифт срезается и поршень перемещается в крайнее правое положение, замыкая латунным доньшком 4 контакты.

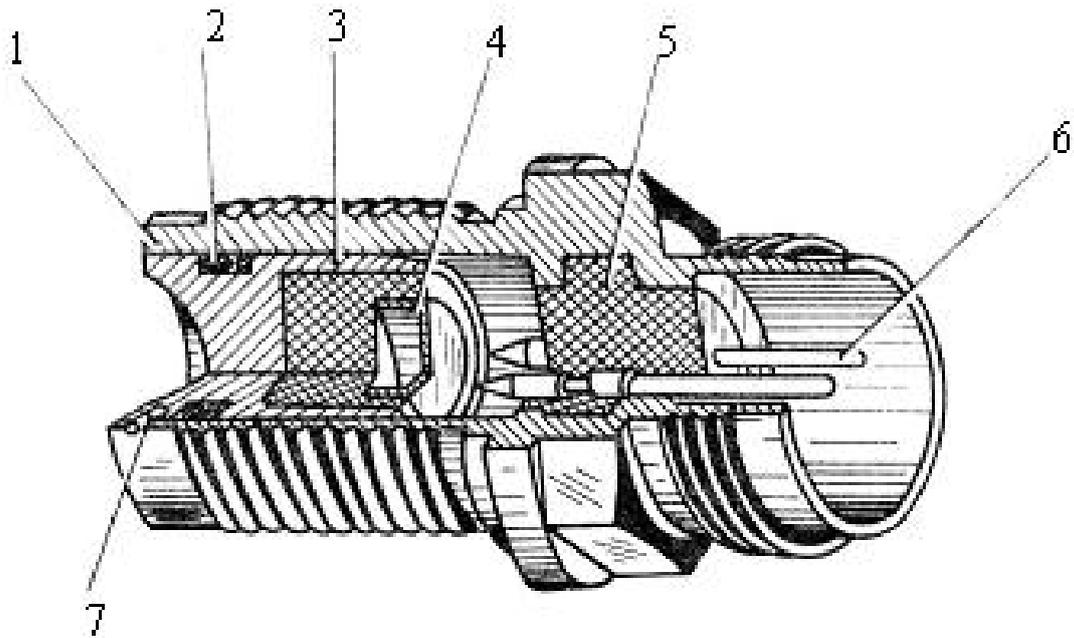


Рис. 30. Сигнализатор давления: 1 – корпус; 2 – кольцо; 3 – поршень; 4 – доньшко; 5 – изолятор; 6 – контакт; 7 – штифт

8. Рулевой привод

Привод предназначен для перемещения рулей в соответствии с результирующими сигналами управления и стабилизации, вырабатываемыми в схеме автопилота.

Принцип действия привода можно рассмотреть по электрокинематической схеме, изображенной на рис. 31. Привод с системой обнуления состоит из двух контуров: собственно контура привода и контура обнуления. Оба контура сформированы на основе общего УПТ и газового распределителя (струйного реле).

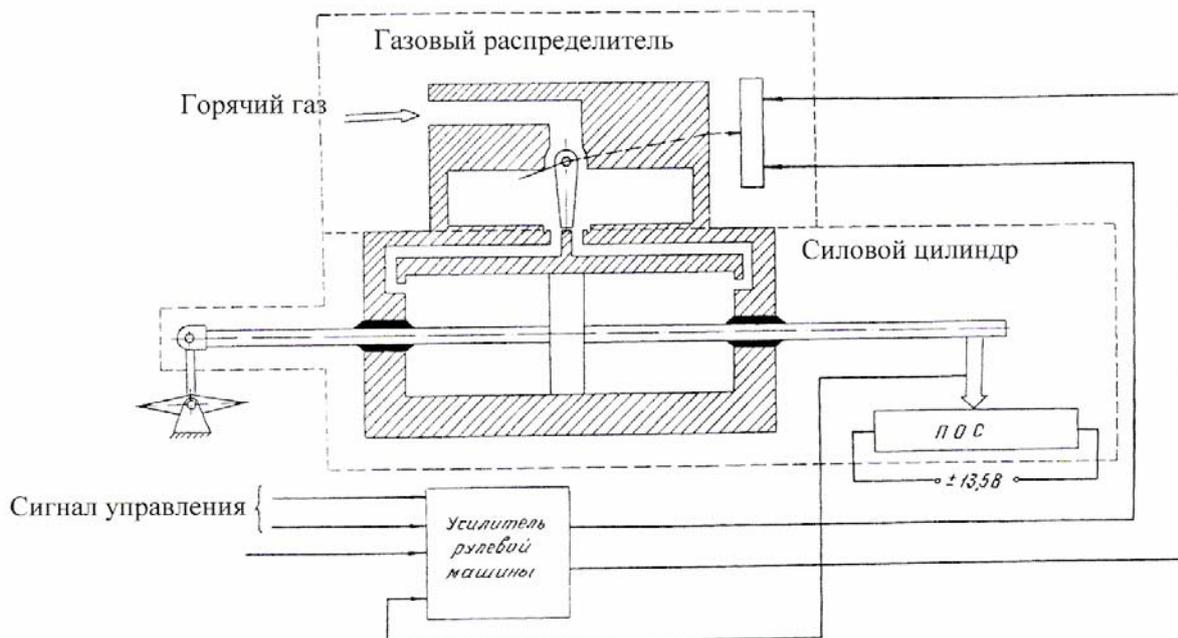


Рис. 31. Электрическая схема рулевого привода

Контур привода каждого из каналов управления автопилота включает УПТ, газовый распределитель и силовой цилиндр (рулевую машину) с потенциометром обратной связи.

Рулевая машина (рис. 32,33) с помощью энергии сжатого газа, направляемого в ее полости, осуществляет перемещение исполнительного органа (рулей).

Потенциометр обратной связи (ПОС) вырабатывает сигнал обратной связи в виде напряжения, пропорционального перемещению штока рулевой машины (РМ).

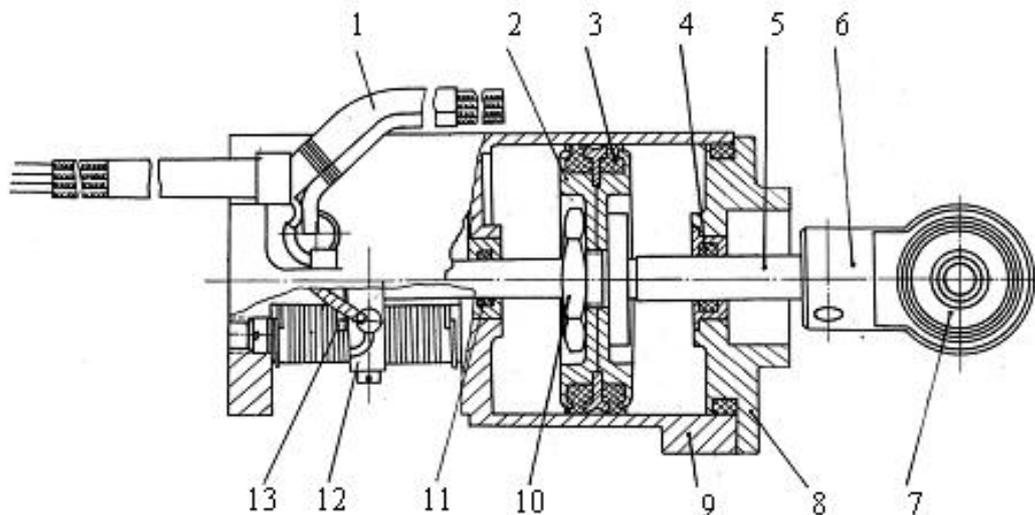


Рис. 32. Рулевая машина: 1 – электрожгут; 2 – диск; 3 – резиновая манжета; 4,11 – уплотнительные кольца; 5 – шток; 6 – серьга; 7 – подшипник; 8 – крышка; 9 – корпус; 10 – гайка; 12 – потенциометр обратной связи; 13 – контактная пластина; 14 – движок потенциометра

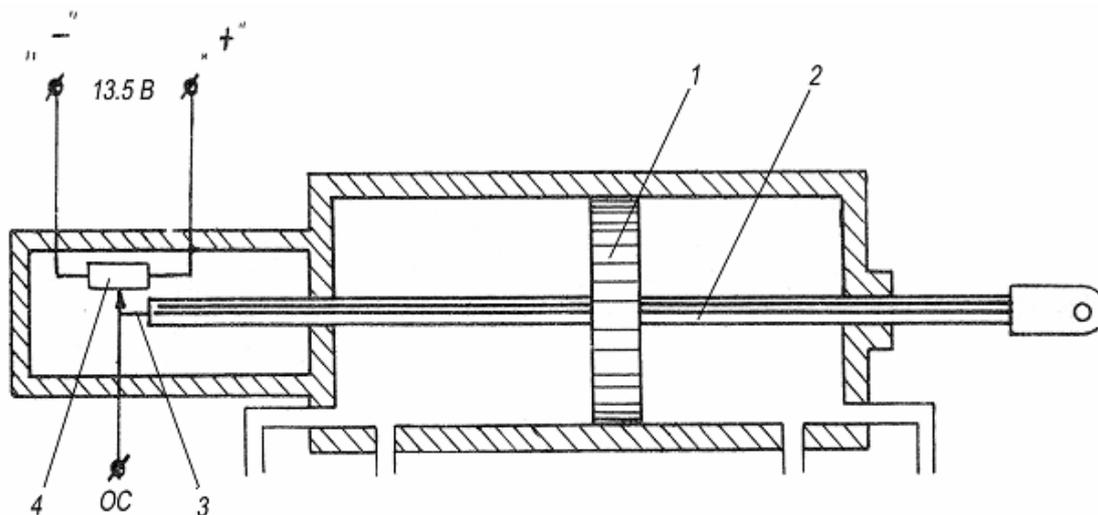


Рис. 33. Электрическая схема силового цилиндра: 1 – поршень; 2 – шток; 3 – токосъемник; 4 – потенциометр обратной связи

Газовый распределитель (рис. 34) направляет с помощью поворотного устройства в полости РМ то количество газа высокого давления, которое требуется в соответствии с величиной усиленного УПТ сигнала. Полярность сигнала определяет направление газа, поступающего в ту или иную полость.

Газовый распределитель предназначен для преобразования рулевым трактом электрического сигнала, поступающего с УПТ, в пропорциональный этому сигналу перепад давлений газа в полостях силового цилиндра РМ.

Газ высокого давления, подводимый из газогенератора к газовому распределителю, поступает в сопло, а из него – в два приемных отверстия, каждое из которых сообщается с соответствующей полостью силового цилиндра РМ (рис. 34).

Сопло 11 жестко соединено с якорем электромагнитного поворотного устройства газового распределителя и имеет возможность поворота на угол $\pm 3^0$ от нейтрального положения.

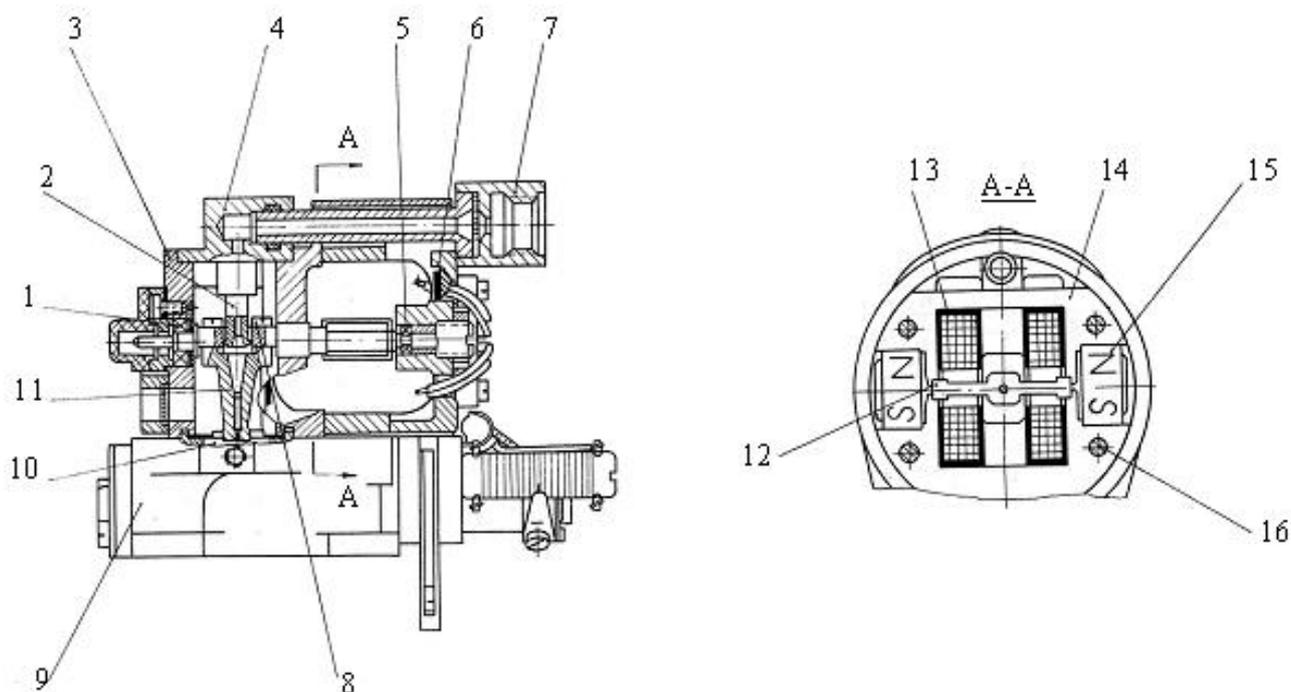


Рис. 34. Конструкция газового распределителя: 1,5 – подшипники; 2 – ниппель; 3 – корпус; 4,6 – фланцы; 7 – кронштейн; 8 – винт; 9 – кронштейн; 10 – приемная часть; 11 – сопло; 12 – якорь; 13 – катушка; 14 – магнитопровод; 15 – постоянный магнит; 16 – шпилька

Нейтральным считается такое положение сопла, когда оно расположено симметрично относительно приемных отверстий. В этом случае при истечении газа из сопла в полостях силового цилиндра устанавливается равенство статических давлений P_1 и P_2 . Равенство нарушается в случае отклонения сопла от нейтрального положения. Перераспределение давлений в полостях приводит к перемещению поршня в силовом цилиндре.

Сопловой аппарат газового распределителя выполнен так, что при среднем положении сопла его проходное отверстие полностью перекрыто перемычкой приемника, а отверстия приемника полностью перекрыты стенами сопла. Такая конструкция соплового аппарата приближает его к распределителям золотникового типа, обеспечивая малый расход газа в нейтральном положении сопла и большую крутизну характеристики распределителя по давлению.

В газовом распределителе для управления поворотом сопла применяется электромагнитное поляризованное поворотное устройство (рис. 35). Оно состоит из двух П-образных магнитопроводов, постоянных магнитов прямоугольной формы, якоря, с которым жестко связано сопло, и управляющей обмотки.

Постоянные магниты создают основной поток подмагничивания Φ_0 , который замыкается по магнитопроводам, проходя через рабочие зазоры и концевые части якоря.

Если якорь находится в среднем положении, и ток в управляющей обмотке равен нулю (т.е. поток Φ , создаваемый управляющей обмоткой, равен нулю), то напряженность магнитного поля в зазорах по северным и южным полюсам одинакова. Вследствие равенства напряженностей поля в обоих зазорах электромагнитные силы, действующие на якорь, взаимно компенсируются.

Если предположить, что под действием внешнего момента якорь отклонится от среднего положения, то изменятся площади сечения зазоров при неизменном значении магнитного потока постоянного магнита. Равенство напряженности полей под северным и южным полюсами нарушится. В результате равенство электромагнитных сил, действующих на якорь, также нарушится и возникнет момент, стремящийся повернуть якорь в направлении с большей напряженностью (восстановить утраченное равновесие).

Таким образом, якорь газового распределителя при равных токах в управляющих обмотках устойчиво сохраняет среднее положение, то есть действие магнитного потока постоянных магнитов на якорь аналогично действию центрирующей пружины. Величина восстанавливающего момента “магнитной пружины” пропорциональна в некоторых пределах углу отклонения ротора от нейтрального положения.

При прохождении тока по управляющей обмотке в якоре газового распределителя возникает магнитный поток, который проходит по якору и далее разветвляется на два потока $\Phi/2$, замыкающиеся через рабочие зазоры и магнитопроводы. Направление управляющего магнитного потока зависит от направления тока I , то есть полярности управляющего сигнала на входе усилителя.

Магнитный поток Φ , создаваемый управляющей обмоткой, взаимодействует с полем постоянных магнитов Φ_0 – потоки складываются или вычитаются в рабочем зазоре в зависимости от знака тока I . Это приводит к неравенству напряженностей поля в рабочих зазорах и появлению вращающего момента, стремящегося уравнять напряженности поля в обоих зазорах. Якорь будет отклоняться до тех пор, пока напряженности не станут равными.

В отклоненном положении напряженности равны и на якорь не действует вращающий момент. Таким образом, положение якоря газового распределителя зависит от величины управляющего тока в управляющей обмотке реле.

В газовом распределителе конфигурация полюсов магнитов и форма якоря подобраны таким образом, чтобы угол поворота якоря относительно нейтрального положения был пропорционален величине тока в управляющей обмотке. Направление поворота якоря соответствует знаку тока в управляющей обмотке.

Вместе с якорем поворачивается и сопло газового распределителя. При отклоненном якоре перекрытия приемных отверстий делается также неодинаковым, вследствие чего струя газа, вытекающая из сопла, создает в полостях силового цилиндра РМ перепад давлений.

Конструкция газового распределителя приведена на рис. 34. Магнитопроводы 14 с установленными на них постоянными магнитами 15 приклеены на фланце 6 и зафиксированы на нем шпильками 16 . Этот узел вместе с якорем 12 и катушками 13 вставляется в корпус 3 . Якорь поворачивается в подшипниках $1,5$. Газ в сопло 11 подается через кронштейн 7 , фланец 4 и ниппель 2 .

Сопло крепится на оси якоря при помощи винтов 8 . Выходное отверстие сопла представляет собой щель. Приемная часть 10 , называемая заглушкой, запрессована в кронштейн

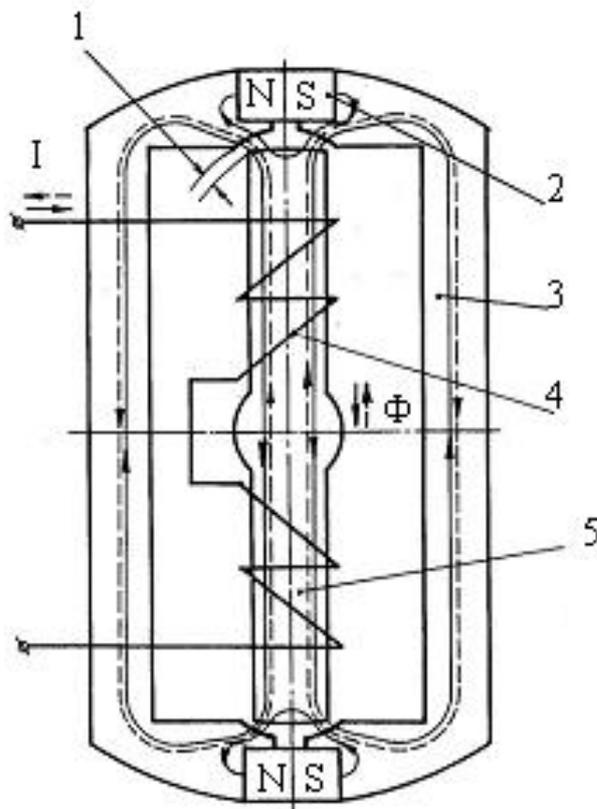


Рис. 35. Электромагнитное поляризованное устройство: 1 – рабочий зазор; 2 – постоянный магнит; 3 – магнитопровод; 4 – управляющая обмотка; 5 – якорь

9. Путем сверления в кронштейне отверстия заглушки выведены на плоскость “А”, соприкасающуюся с плоскостью силового цилиндра. Заглушка имеет два щелевидных отверстия с переключкой между ними. Сечения отверстий в сопле и приемнике выбраны исходя из заданного расхода газа и скорости отработки привода. Зазор между соплом и заглушкой подбирается при помощи прокладок так, чтобы предельное давление в газогенераторе привода не превышало максимально.

8.2. Сигнализатор спада давления

Сигнализатор спада давления (рис. 36) в газогенераторе системы склонения предназначен для выдачи команды “КПО” (“Переключение ограничения угла отклонения руля”). По этой команде сигнализатор подает постоянное напряжение +27 В в блок управления автopilота для переключения режима его работы на конечном участке траектории, когда давление в камере сгорания падает до $(0,1 \pm 0,01)$ кПа. При этом организуется ограничение сигналов на рулевые машины на уровне 15° отклонения рулей.

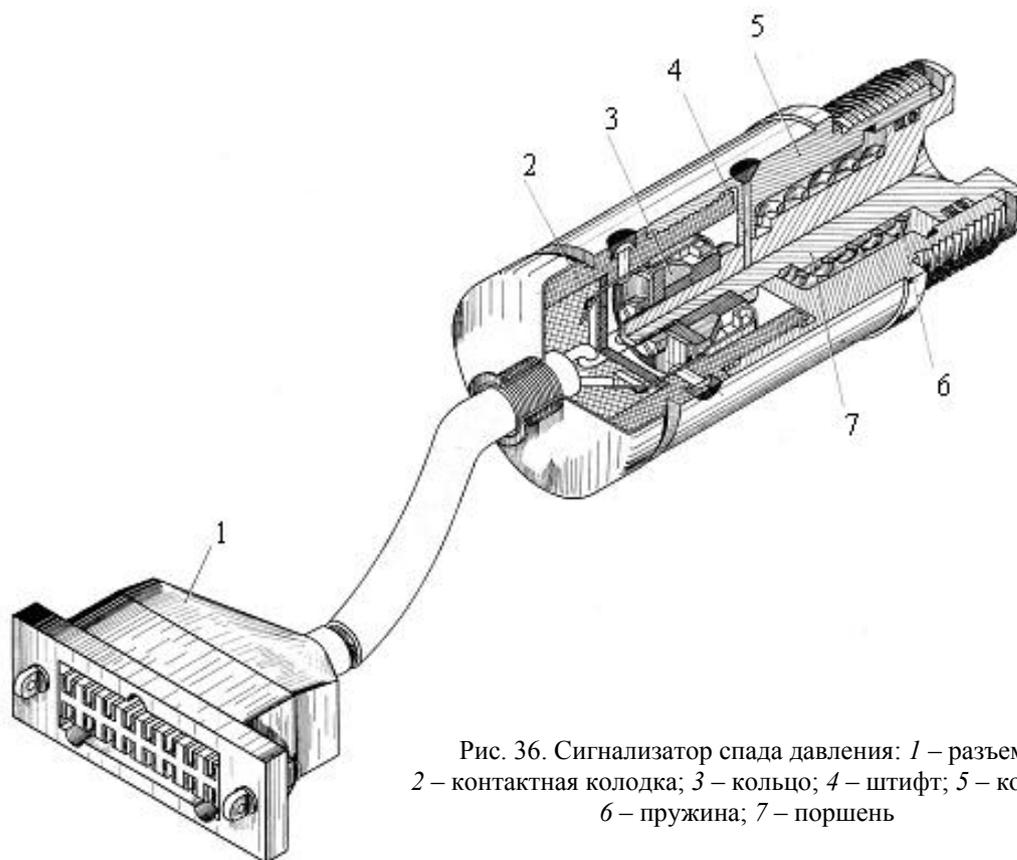


Рис. 36. Сигнализатор спада давления: 1 – разъем; 2 – контактная колодка; 3 – кольцо; 4 – штифт; 5 – корпус; 6 – пружина; 7 – поршень

Сигнализатор спада давления состоит из стального корпуса 5 с закрепленной в нем контактной колодкой 2 с пужинными контактами, стального поршня 7 и пружины 6. На поршне закреплен замыкатель с контактными кольцом 3. Пужинные контакты колодки 2 соединены с проводами, заканчивающимися штепсельным разъемом 1 для включения сигнализатора в электросистему ракеты.

В исходном положении контакты сигнализатора разомкнуты, так как поршень удерживается в среднем положении штифтом 4, проходящим через отверстие в корпусе и поршне. В момент запуска газогенератора системы склонения давлением газов на поршень штифт 4 срезается и поршень перемещается в крайнее левое положение. С уменьшением давления поршень под действием усилия пружины 6 перемещается вправо и кольцом 3 замыкает пужинные контакты колодки 2. Для обеспечения надежности срабатывания контактная колодка имеет две пары контактов.

9. Химический источник тока

В качестве химического источника тока – источника питания бортовой аппаратуры ракеты – используются батареи постоянного тока, которые могут находиться в одном из следующих состояний:

- в нерабочем, при котором импульс тока на нити накаливания электровоспламенителя не подавался, электролит находится в твердом состоянии;
- в рабочем, при котором пиронагреватели сработали, электролит расплавлен;
- в разложенном.

Батареи приводятся в рабочее состояние подачей на электровоспламенители напряжения 20-35В постоянного тока от наземного источника питания длительностью не менее 0,01 с. Батареи, приведенные в рабочее состояние, обеспечивают в течение полета следующие постоянные напряжения: +20 В; -20 В; ± 27 В; +25 В.

10. Электромашинный преобразователь

Электромашинный преобразователь тока предназначен для питания переменным напряжением бортовой аппаратуры ракеты.

Запуск преобразователя осуществляется от наземного источника постоянного тока мощностью не менее 0,5 кВт в установившемся режиме и до 2,0 кВт в пусковом режиме, обеспечивающего напряжение на контактах бортового разъема ракеты 27-31 В. Питание преобразователя в полете осуществляется от бортового химического источника постоянного тока.

Время выхода преобразователя на режим составляет 1,5 с на холостом ходу при запуске от наземного источника..

В процессе работы преобразователь выдает в бортовую сеть ракеты следующие трехфазные переменные напряжения: 36 В 1000 Гц; 5 В 1000 Гц.

11. Транспортно-пусковой контейнер

Транспортно-пусковой контейнер (ТПК) предназначен для хранения, транспортировки и пуска ракет (рис. 37). Он состоит из корпуса 2, разделенного диафрагмами 18 на четыре полости, предназначенные для установки ракет, защитно-герметизирующего устройства разового действия 28 и двух крышек – передней 1 и задней 12. Корпус 2 представляет цельносварную рифленую конструкцию, выполненную из алюминиевого сплава и подкрепленную тремя шпангоутами. На переднем шпангоуте имеется кронштейн 8, обеспечивающий фиксацию ТПК на ТЗМ при зарядании боевой машины, и пластины 7 для фиксации ТПК на БМ. Фиксация ТПК от поперечных перемещений при зарядании на направляющих БМ обеспечивается Т-образными пазами-бугелями 9 на среднем и бугелями 11 на заднем шпангоутах. Герметичность корпуса обеспечивается резиновыми прокладками по всем стыковым соединениям.

На передней крышке корпуса имеются два отверстия, закрываемые пробками. Отверстия предназначены для проверки герметичности полости под передней крышкой в процессе изготовления ТПК и выравнивания давления в этой полости с окружающей средой перед снятием передней крышки.

Внутри полостей ТПК, на верхней стенке к шпангоутам с помощью болтов и стальных кронштейнов крепятся направляющие балки 17, на которые устанавливаются ракеты. На нижней поверхности корпуса ТПК имеются четыре люка, которые закрываются крышками 22 с механизмами расстыковки электроразъемов 15, обеспечивающими связь электрических цепей ракет со стартовой автоматикой и отстыковку электроразъемов ТПК от бортовых электроразъемов ракет при пуске, и пробки 21, обеспечивающие доступ для переключения литерной частоты.

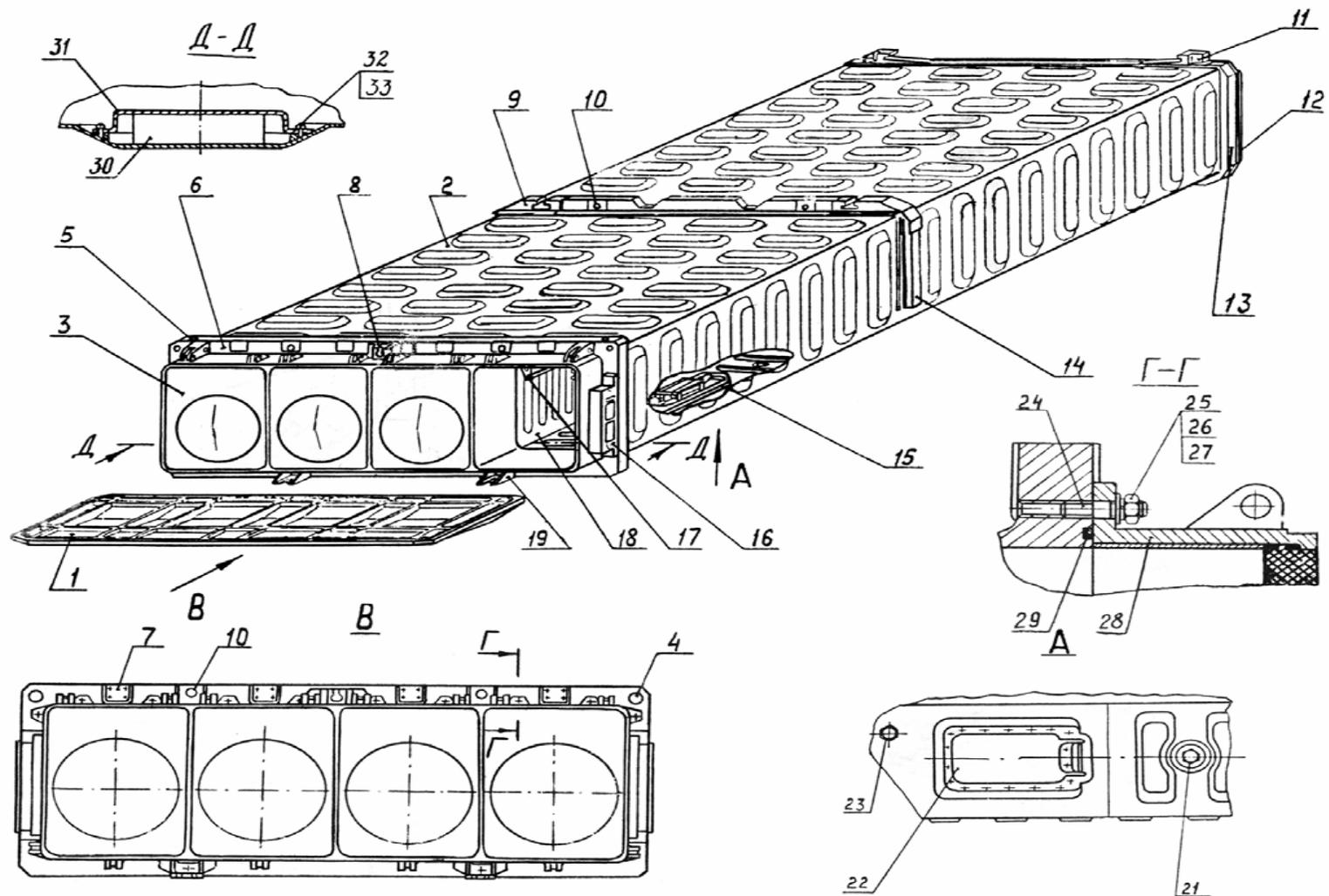


Рис. 37. Транспортно-пусковой контейнер: 1 – крышка передняя; 2 – корпус; 3 – крышка разрушающаяся; 4 – отверстие; 5 – гнездо; 6 – шпангоут передний; 7 – пластина; 8,19 – кронштейн; 9 – бугель передний; 10 – узел подъема; 11 – бугель задний; 12 – крышка задняя; 13 – шпангоут задний; 14 – шпангоут средний; 15 – механизм расстыковки электроразъема; 16 – электроразъем; 17 – балка направляющая; 18 – диафрагма; 20,23 – пробка для продувки; 21 – пробка люка переключения литеры; 22 – крышка механизма расстыковки электроразъема; 24 – шпилька; 25 – гайка; 26,27,33 – шайба; 28 – ЗГУРД; 29 – прокладка; 30 – осушитель (силикагель); 31 – крышка; 32 – винт

Для подключения ТПК к стартовой автоматике имеются бортовые электроразъемы 16, расположенные на боковых сторонах переднего шпангоута ТПК.

Для продувки внутренних полостей ТПК сухим воздухом при изготовлении в задней крышке и на нижней поверхности ТПК, у переднего шпангоута, имеются продувочные отверстия, закрываемые пробками 20 и 23.

Закатка ракеты в ТПК производится с переднего торца ТПК. Ракета подается в ТПК до упора серьги катапультирующего устройства в пазы направляющей ТПК.

Фиксация ракеты в ТПК в осевом направлении производится съемной перемычкой 1 (см. рис. 4). Поперечная фиксация ракеты осуществляется бугелями 9,11 (рис. 37), которые находятся в пазах кронштейнов на среднем и заднем шпангоутах.

12. Последовательность работы ракеты и ее элементов

Режим “Подготовка” (длительность режима может быть 5–5,5 с):

- рулевые машины обнулены;
 - подача напряжения от наземного источника питания;
 - включение гиromоторов автопилота;
 - работа запоминающих устройств АП в режиме “слежения”;
 - запоминание информации об углах тангажа и курса, получаемых в АСА;
 - выдача на радиоаппаратуру кода адреса;
 - по цепи “Запись”-логическая “1” ;
 - по цепи КРАЗ напряжение +20 В;
- через 1–1,5 с:

- идет форсированный разогрев накала магнетрона;
- запрещена выдача импульса асинхронного запуска ответчика;
- обнулены командой “Запись” счетные и выходные схемы блока;
- в исходном состоянии открыты нижние антенны и закрыты верхние;
- установлен код адреса, выданный по трем цепям с аппаратуры стартовой автоматики.

Режим “Ожидание” (длительность режима может быть 5,5 – 60 с):

- переключение питания БРУ 36 в 1000 Гц с наземного на бортовое;
- два гироскопа, работающие на выбеге запитываются от наземного источника (в случае продолжения ожидания более 5 с).

Режим “Пуск” (команда может пройти, начиная с 6,5 с до 6,1 в любой момент):

- выход ХИТ на номинал;
- переключение питания БРУ с наземного на бортовое;
- за время 0,1–0,2 с по цепи “Запись” снятие напряжения с уровнем логическая “1”;
- через 0,9 с выдача с АСА команды на разарретирование свободных гироскопов;
- перевод запоминающего устройства АП в режим хранения информации (команда “Память”) о величине команд склонения в конце процесса запуска;
- на время 1,5–2,0 с запрет на перезапись адресного кода;
- команда с АСА на подрыв пиропатрона катапульты.

Старт ракеты:

- отрыв бортового разъема;
- поворот рычагов 30 и 33 (см. рис. 7) ;
- замыкание кнопочных переключателей;
- запуск ГГ рулевых машин;
- запуск ГГ системы склонения через 0,31 с после поворота рычага 30 по команде устройства временных задержек блока команд;
- выход ракеты из ТПК;
- раскрытие рулей;
- 0,25 с после отрыва бортового разъема – срабатывание реле времени и разнуление рулевых машин;

- формирование управляющих сигналов по заданному алгоритму для работы рулей (тракт склонения);
- вертикальный полет ракеты до высоты 10-15 м.

Полет ракеты:

- склонение ракеты (управляемый по каналам тангажа и курса полет под действием аэродинамических и газодинамических сил на рулях-элеронах);
- запуск двигателя ракеты через 1 с после поворота рычага 30 по команде устройства временных задержек блока команд либо через 1 с после срабатывания рычага;
- работа свободных гироскопов (определение текущих углов тангажа и курса);
- команда УПР с БРУ переключение автопилота из режима склонения в режим управления (через 1,5–2 с после начала склонения);
- блокировка команды УПР, отключение склонения;
- подключение рулевых машин к тракту управления.

Режим управления:

- снятие напряжения +20 В в цепи КРАЗ;
- асинхронный режим запуска и работы ответчика;
- излучение через верхние и нижние антенны;
- определение СВР положения ракеты по угловым координатам по сигналам БРУ;

первый сеанс связи:

- запросный импульс с СПК;
- команды К1 и К2;
- выработка радиоаппаратурой сигнала УПР в виде напряжения постоянного тока +27 В;
- перевод автопилота на режим отработки команд управления (К1, К2);

текущие сеансы связи:

- запросный импульс с СПК;
- по команде КЗА3 прекращение асинхронного режима запуска ответчика, переход на синхронное сопровождение;
- попарное переключение антенн;
- двукратное подтверждение наибольшего сигнала в одной из приемных антенн;
- переключение приема на выбранную пару;
- передача на ракету сигналов непрерывных и разовых команд;
- в автопилот КП – переключение режимов работы автопилота (переключение коэффициентов усиления автопилота, +27 В);
- в радиовзрыватель – КОС1-КОС4 в виде напряжения постоянного тока, соответствующего уровню логического “0”;

При подлете к цели:

- КУВ с бортовой радиоаппаратуры включает передатчик РВ;
- радиокоманда КВ включает блок обработки информации (+27В);
- блок с учетом режима работы РВ выдает импульс срабатывания;
- формирование задержек командами КОС1-КОС4;
- подрыв БЧ.

В случае промаха (неполучение команды от РВ или нарушения радиолинии на время 1,5–2,0 с) бортовая аппаратура радиоуправления соответственно выдает команды “Ликвидация” и “Время”, которые замыкают цепь на самоликвидацию ракеты. Ракета самоликвидируется.

Во время полета, по мере выдачи СПК разовых команд, бортовая радиоаппаратура управления выдает:

- в автопилот – “Переключение режима работы автопилота”;
- в радиовзрыватель – четыре команды “Относительная скорость сближения” в виде напряжения постоянного тока, соответствующего уровню логического “0”, а также команды “Управление взведением радиовзрывателя” и “Взведение радиовзрывателя” в виде напряжения +27В.

В случае нарушения радиолинии на время до 100 мс или отсутствия подряд в трех сеансах связи команд К1 и К2 сигнал “Управление” не снимается, а уровни команд К1 и К2 запоминаются. В случае нарушения радиолинии на время более 100 мс сигнал “Управление” снимается, а команды устанавливаются на нулевом уровне. При восстановлении радиолинии сигнал “Управление” восстанавливается, а уровни команд соответствуют уровням, передаваемым станцией передачи команд.

В случае нарушения радиолинии на время 1,5–2,0 с бортовая аппаратура радиоуправления выдает команду “Время”, которая замыкает цепь на самоликвидацию ракеты.

Вопросы для самоконтроля

1. Что представляет собой зенитно–ракетный модуль 9М334?
2. Что размещается на базе боевой машины 9А331?
3. Что означает понятие “слепая скорость” в радиолокации?
4. Какие команды передает станция передачи команд (СПК)?
5. Что из себя представляет цифровая моноимпульсная система обработки сигнала РЛС сопровождения?
6. Чем объясняется цикличность режима работы аппаратуры ракеты при включениях на боевой машине?
7. Какие функции выполняет станция визирования ракеты (СВР)?
8. Какие функции выполняет бортовая аппаратура радиоуправления (БРУ)?
9. Что должна делать бортовая радиоаппаратура управления?
10. Какие сигналы вырабатывает бортовая радиоаппаратура управления?
11. Какие функции выполняет ответчик бортовой радиоаппаратуры?
12. В каких режимах работает бортовая радиоаппаратура управления в составе ракеты перед стартом?
13. Какие операции проводятся с ракетой в режиме “Подготовка”?
14. Какие операции проводятся с ракетой в режиме “Ожидание”?
15. Что происходит с ракетой и в ракете в режиме “Пуск”?
16. Как обеспечивается помехозащищенность работы бортовой радиоаппаратуры управления?
17. Назовите последовательность функционирования элементов ракеты при катапультировании.
18. Что происходит с ракетой непосредственно после выхода ее из ТПК?
19. В чем смысл использования уровней логическая “1” или логический “0”?
20. Почему конструктор остановился на выбранной аэродинамической схеме ракеты?
21. Почему конструктор принял решение сделать крыльевой блок свободно вращающимся относительно продольной оси ракеты?
22. Какие требования предъявляются к катапультирующему устройству?
23. Почему конструктор остановился на решение снабдить каждый руль своей рулевой машиной?
24. Каким образом предотвращается потеря динамической устойчивости ракеты на дозвуковом участке полета?
25. На каком принципе основан газодинамический способ управления ракетой на участке склонения?
26. Как формируются команды управления на участке склонения?
27. Как реализуются команды управления на участке склонения?
28. Чем ограничивается радиус кривизны траектории полета ракеты на участке склонения?
29. Как осуществляется раскрытие рулей?
30. Как работает пружинный механизм расстопорения рулей?

31. От каких параметров зависит давление в камере сгорания газогенератора системы склонения?
32. Чем ограничивается давление в камере сгорания газогенератора системы склонения?
33. Почему ограничивается угол поворота рулей на начальной части участка склонения?
34. Каким образом производится снятие ограничения на угол поворота рулей на начальной части участка склонения?
35. Перечислите, что размещается в приборном отсеке.
36. Перечислите, что входит в состав блока аппаратуры.
37. Что такое литерная частота ?
38. Перечислите условия, при которых возможен запуск двигателя ракеты.
39. Каков механизм раскрытия крыльев?
40. Назовите основные элементы катапультирующего устройства.
41. Как производится захват ракеты на автосопровождение?
42. Когда и зачем происходит переключение коэффициентов усиления в автопилоте?
43. Когда и по какой команде радиовзрывателя начинает облучать цель?
44. Как формируется команда подрыва боевой части?
45. Какие функции выполняет предохранительно-исполнительный механизм?
46. Когда и по какой команде предохранительно-исполнительный механизм включается в работу?
47. Когда и по какой команде ракета самоликвидируется?
48. Какова ориентация аэродинамических плоскостей ракеты в полете?
49. Как обеспечиваются необходимые для совершения маневра направление и величина управляющей силы?
50. В какой системе координат формируются команды управления ракетой?
51. В какой системе координат реализуются команды управления ракетой?
52. В чем сущность наведения ракеты на цель?
53. Нарисуйте траекторию полета ракеты при стрельбе по низколетящей цели в случае применения метода наведения "трех точек".
54. Что такое динамическая траектория?
55. Что такое кинематическая траектория?
56. Что такое динамическая ошибка?
57. Назначение и режимы работы ответчика бортовой радиоаппаратуры.
58. Какие сигналы передает на ракету станция передачи команд во время сеансов связи?
59. Какие сигналы передает на ракету станция передачи команд во время первого сеанса связи с ракетой?
60. Какие сигналы выдает бортовая радиоаппаратура управления во время полета по мере выдачи станцией передачи команд разовых команд?
61. Какими обратными связями охвачена ракета как объект регулирования?
62. Для чего необходимо определять относительную скорость сближения ракеты с целью?
63. Что происходит в случае нарушения радиолинии во время полета на время до 100 мс?
64. Что происходит в случае отсутствия подряд в трех сеансах связи команд К1 и К2?
65. Какие команды формирует БРУ в случае нарушения радиолинии на время 1,5 – 2,0 с ?
66. Какие функции выполняет блок команд ракеты?
67. Какие функции выполняет автопилот в составе аппаратуры управления полетом ракеты?
68. Перечислите основные элементы, входящие в состав автопилота.
69. Перечислите основные режимы работы автопилота.
70. Когда, откуда, как и какая информация вводится в автопилот до начала склонения?

71. Когда и по какой команде происходит переключение работы автопилота из режима склонения в режим управления?
72. Как функционирует автопилот в режиме управления?
73. Зачем выдается команда “Переключение ограничения угла отклонения руля”?
74. Почему необходима стабилизация ракеты по углу крена?
75. Почему нельзя допустить вращения ракеты относительно продольной оси при проворачивающемся крыльевом блоке?
76. Как на разных участках траектории осуществляется стабилизация ракеты по углу крена?
77. Почему в данной ракете используются датчики углового ускорения, а не угловой скорости?
78. Сформулируйте основные задачи, решаемые усилителем постоянного тока.
79. Какие решения принял конструктор для обеспечения достаточной эффективности рулей-элеронов на разных участках траектории?
80. Перечислите основные элементы блока бортовой аппаратуры радиоуправления и радиовизирования (БРУ).
81. Какие функции возложены на радиовзрыватель?
82. В каких режимах работает радиовзрыватель?
83. Когда и по какой команде радиовзрыватель включается в работу?
84. Как достигается согласование области срабатывания радиовзрывателя с зоной разлета осколков?
85. За счет чего достигается максимальная эффективность действия боевой части в районе цели?
86. Из каких основных элементов состоит передатчик РВ?
87. Для чего необходим магнетрон и как он работает?
88. Какие функции выполняет блок обработки информации приемного устройства радиовзрывателя?
89. Откуда поступают импульсы на счетчик блока обработки информации приемного устройства радиовзрывателя?
90. Каким образом достигается повышение помехоустойчивости РВ?
91. Каково назначение предохранительно-исполнительного механизма?
92. Перечислите условия, при которых снимаются ступени предохранения ПИМа.
93. Сколько и какие ступени предохранения имеет ПИМ?
94. Назовите условия, необходимые и достаточные для поражения цели.
95. Перечислите конструктивные решения, обеспечивающие накрытие цели потоком поражающих элементов в различных условиях встречи ракеты с целью.
96. Что представляет собой химический источник тока?
98. В каком состоянии могут находиться батареи постоянного тока на различных этапах функционирования?
99. Назначение электромашинного преобразователя тока.
100. Дайте характеристику двигателя ракеты.
101. Подсчитайте тягу двигателя на стартовом и маршевом режимах работы.
102. Перечислите основные элементы, из которых состоит двигатель ракеты.
103. Каким образом обеспечивается двухрежимность двигателя?
104. Как и по какой команде запускается двухрежимный РДТТ?
105. Каким образом обеспечивается независимость параметров работы двигателя от температуры окружающей среды?
106. Из каких элементов состоит газодинамический привод рулей?
107. Назначение и устройство газового распределителя газодинамического привода рулей.
108. Какие функции выполняет сигнализатор давления и как он устроен?

109. С какой целью наряду с сигнализатором давления в ракете используется сигнализатор спада давления?
110. Что входит в состав контура привода канала управления?
111. Зачем в рулевой машине используется потенциометр обратной связи?
112. Чем определяются полярность и величина сигнала, управляющего работой газового распределителя?
113. Объясните работу рулевого привода.
114. Объясните устройство газового распределителя.
115. Какую функцию в газовом распределителе выполняет электромагнитное поляризованное реле?
116. Объясните принцип работы электромагнитного поляризованного реле.
117. Как осуществляется фиксация ракеты в ТПК?

Библиографический список

1. Шунков В.Н. Ракетное оружие, ООО Попурри, Минск, 2001, 528 с.
2. "Military Parade"-1994-1999 (CD-ROM), Electronintorg, AVA Multimedia Publishing Group, 1996, may-june
3. 9К331, Инструкция по эксплуатации, Часть 1, Общие сведения, Эксплуатация и техническое обслуживание, использование ЗИП, 9М334.0000.ОИЭ-Э
4. 9К331, Изделие 9М334, Техническое описание 9М334.0000.ОТО-Э
5. ЗРК "ОСА-М", Ракета 9М33, Техническое описание, часть 1, 2 9М33.0000 ТО-М, 1973, 88 с.
6. ЗРК "ОСА-М", Ракета 9М33, Техническое описание, часть 1, 9М33.0000 ТО-М, Альбом иллюстраций, , 1973.
7. ЗРК "ОСА-М", Ракета 9М33, Техническое описание, часть 2, 9М33.0000 ТО-М1, 1973, 83 с.
8. ЗРК "ОСА-М", Ракета 9М33, Техническое описание, часть 2, 9М33.0000 ТО-М, Альбом иллюстраций, 1973.
9. Short-range fire defense missile system TOR-M1, Federal state unitary enterprise "ROSVOOROUZHENIE".

Библиографический список

1. *Афонин П.М., И.С. Голубев и др.* Беспилотные летательные аппараты. М: Машиностроение, 1967. С. 439с.
2. *Голубев И.С., Самарин А.В., Новосельцев* Конструкция и проектирование летательных аппаратов. М: Машиностроение, 1995. С. 448с.
3. *Демидов В.П., Кутыев Н.Ш.* Управление зенитными ракетами. М: Воениздат, 1989. 336 с.
4. *Карпенко А.В.* Российское ракетное оружие 1943 – 1993. Справочник. СПб: ПИКА, 1993. 180 с.
5. *Латухин А.Н.* Боевые управляемые ракеты. М.: Воениздат, 1978. 159 с.
6. *Куркоткин В.И., Стрелков В.Г.* Самонаведение ракет. М.: Воениздат, 1963. 90 с.
7. *Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С.* Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М: Машиностроение, 1973. С. 616с.
8. *Малыгин А.С.* Управление огнем зенитных ракетных комплексов. М.: Воениздат, 1978. 140с.
9. *Неупокоев Ф.К.* Стрельба зенитными ракетами. М.: Воениздат, 1978. 294с.
10. *Одинцов В.* Боевые части зенитных управляемых ракет. "Техника и вооружение", 2001, № 3. С. 16-20.

11. *Петухов С., Шестов И., Ангельский Р.* Зенитные ракетные комплексы ПВО сухопутных войск. “Техника и Вооружение”, 1999, № 5 –6. 80 с.
12. *Толин А.* Средства борьбы с низколетящими целями. “Зарубежное военное обозрение”, 1987, 3 № 3. С. 25-32.
13. *Вооружение и техника.* Справочник. М.: Воениздат, 1982. 352 с.
14. *Вооружение и техника.* Справочник. Издание 2. М.: Воениздат, 1984. 367 с.
15. *Комплекс “САДРАЛ”.* “Красная Звезда”, 15 сентября 1989 г.
16. *Оружие России 2000.* М: Изд. дом “Военный Парад”, 2000. 824 с.

О Г Л А В Л Е Н И Е

Введение	3
1. Общие сведения	5
1.1. Комплекс 9К331 и его работа	5
1.2. Зенитно–ракетный модуль 9М334	9
1.3. Ракета 9М331	10
2. Устройство ракеты	12
3. Боевая работа ракеты	15
3.1. Подготовка к пуску и пуск	17
3.2. Полет ракеты	17
3.3. Динамика полета ракеты	21
4. Бортовая радиоаппаратура управления	23
4.1. Функционирование бортовой радиоаппаратуры управления	24
4.2. Блок команд	26
4.3. Автопилот	26
5. Боевое снаряжение	34
5.1. Радиовзрыватель	34
5.2. Предохранительно-исполнительный механизм	36
5.3. Боевая часть	37
6. Двигатель ракеты	39
7. Сигнализатор давления	41
8. Рулевой привод	42
8.1. Газовый распределитель	43
8.2. Сигнализатор спада давления	46
9. Химический источник тока	47
10. Электромашинный преобразователь	47
11. Транспортно-пусковой контейнер	47
12. Последовательность работы ракеты и ее элементов	49
Библиографический список	54

С.Н. ЕЛЬЦИН

УСТРОЙСТВО И ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ ЗЕНИТНОЙ РАКЕТЫ 9М331 “ТОР-М1”

Редактор и корректор *Г.М. Звягина*

Подписано в печать . . . 2005. Формат 60x84/16. Бумага документная.
Печать трафаретная. Усл. печ. л. . . Уч. - изд. л. . Тираж экз. Заказ №

Балтийский государственный технический университет
Типография БГТУ
190005, С.-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д.1

