

С.Н. ЕЛЬЦИН

ЗЕНИТНЫЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС “ТОР-М1”



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

С.Н. ЕЛЬЦИН

ЗЕНИТНЫЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС “ТОР-М1”

Учебное пособие

Издание второе, исправленное и дополненное

Санкт-Петербург
2015

УДК 623.462(075.8)
Е58

Ельцин, С.Н.
Е 58 Зенитный ракетный комплекс «Тор-М1»: учеб. пособие. Изд. 2-е, испр. и доп. / С.Н. Ельцин; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2015. – 67 с.

Пособие содержит техническое описание комплекса, ракеты и ее составных частей. Описываются особенности функционирования средств обнаружения целей и наведения ракеты, траектории 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 «Ракетно-космической техники» и «Информационные и управляющие системы».

УДК 623.462(075.8)

Р е ц е н з е н т проф. каф. «Ракетостроение», канд. техн. наук, проф. *А.Л. Исаков*

*Утверждено
редакционно-издательским
советом университета*

© С.Н. Ельцин, 2015
© БГТУ, 2015

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, $0,1 \text{ м}^2$ для сантиметрового диапазона волн (1,5–5 см);
- широкий диапазон высот (30–60 м – нижний уровень высот полета) и углов (45 – 60° 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 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,
КЗАЗ	– 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	– сверхвысокая 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,
ФАР	– фазированная антенная решётка,
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, рис. 3);
 - 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.

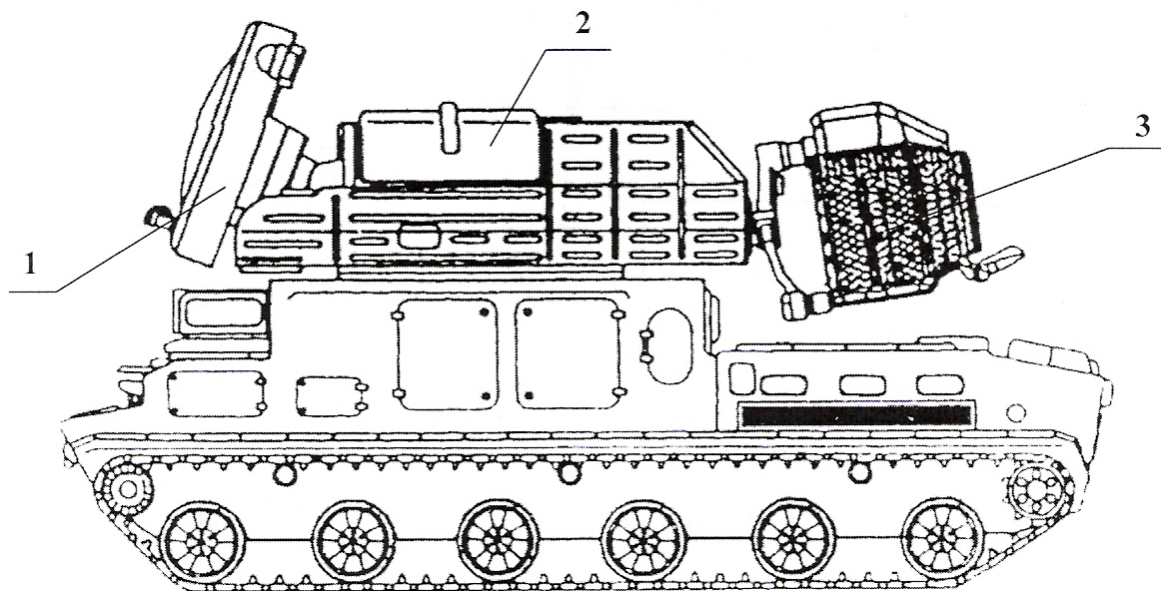


Рис. 2. Боевая машина 9А331:
 1 – РЛС наведения ракеты (СВР, СПК); 2 – отсек модулей 9М334;
 3 – станция обнаружения

- На базе боевой машины 9А331 размещаются:
- два зенитно-ракетных модуля 9М334 (восемь ракет 9М331) (рис. 2, 3);
 - трехкоординатная радиолокационная станция обнаружения целей 3 (рис. 2, 4) совместно с наземным радиолокационным запросчиком;
 - радиолокационная станция сопровождения целей и наведения 1 с фазированной антенной решеткой (СВР и СПК) и системой электронного управления лучом (рис. 2, 5);
 - дублирующий телевизионно-оптический визир (рис. 5), 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 пульта 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, буксируемый и колесный варианты. Эти модификации обладают теми же тактико-техническими характеристиками, исключая мобильность, но несколько дешевле самоходной базовой.



Рис. 3. Модуль 9М334



Рис. 4. Станция обнаружения целей (СОЦ)



Рис. 5. Станция сопровождения целей и наведения ракет (СВР и СПК) и дублирующий телевизионно-оптический визир

РЛС обнаружения 3 (см. рис. 2, 4) 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.

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) [14] 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 внутримпульсной модуляцией и режим концентрации всей энергии излучения в одном парциале – три в одном (рис. 6).

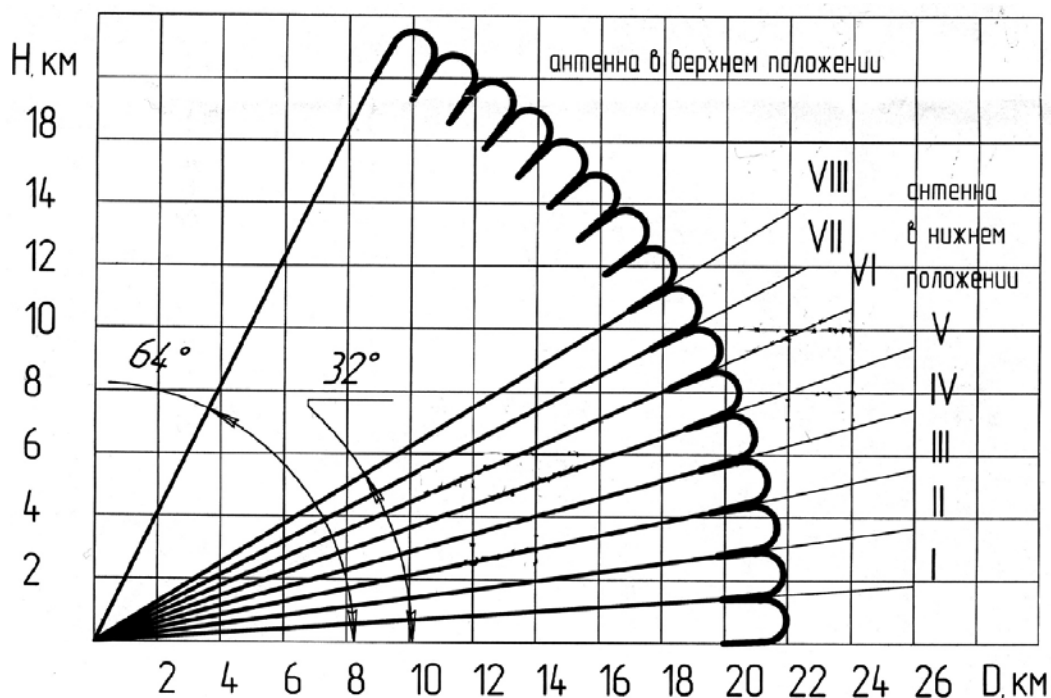


Рис. 6. Диапазон сканирования углового пространства РЛС обнаружения

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, СПК) (см. рис. 2, 5) 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 [14].

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:

- 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

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, град	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 [15].

Режим работы аппаратуры ракеты при включениях на боевой машине циклический: 10 минут 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 (см. рис. 3, 7) представляет собой транспортно-пусковой контейнер, размещаемый в шахте боевой машины в вертикальном положении. В каждом модуле располагаются четыре ракеты.

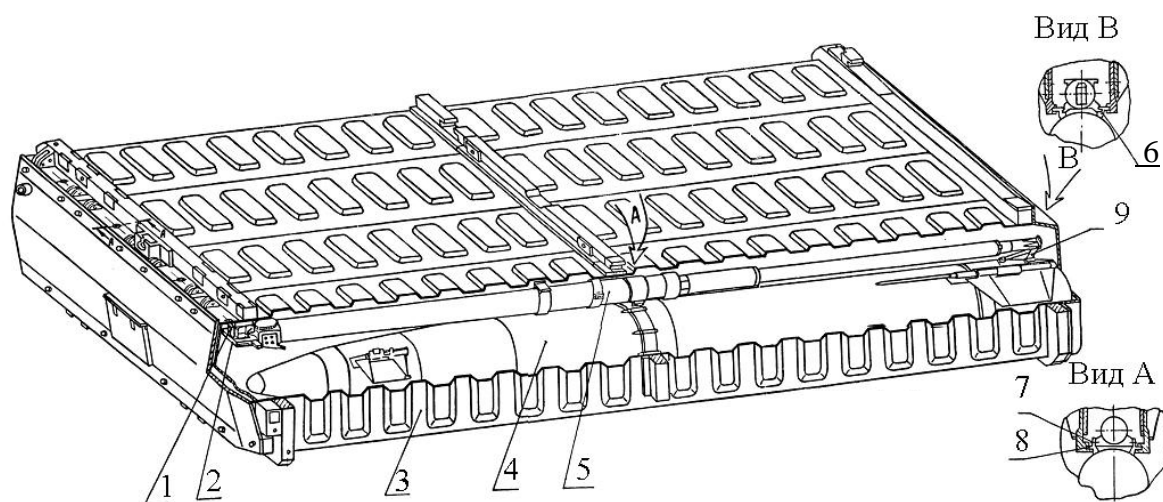


Рис. 7. Зенитно–ракетный модуль 9М334:
1 – перемычка; 2 – серьга; 3 – контейнер; 4 – ракета; 5 – катапультирующее устройство;
6,8 – бугели; 7 – срезной болт; 9 – рычаг

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. 8). В таких пакетах осуществляется хранение и транспортировка ракет на всех этапах эксплуатации, кроме эксплуатации на транспортно-заряжающей (ТЗМ) и боевой машине (БМ). Транспортная машина перевозит два пакета из четырех модулей и имеет крановое оборудование для загрузки модуля в боевую машину.

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.

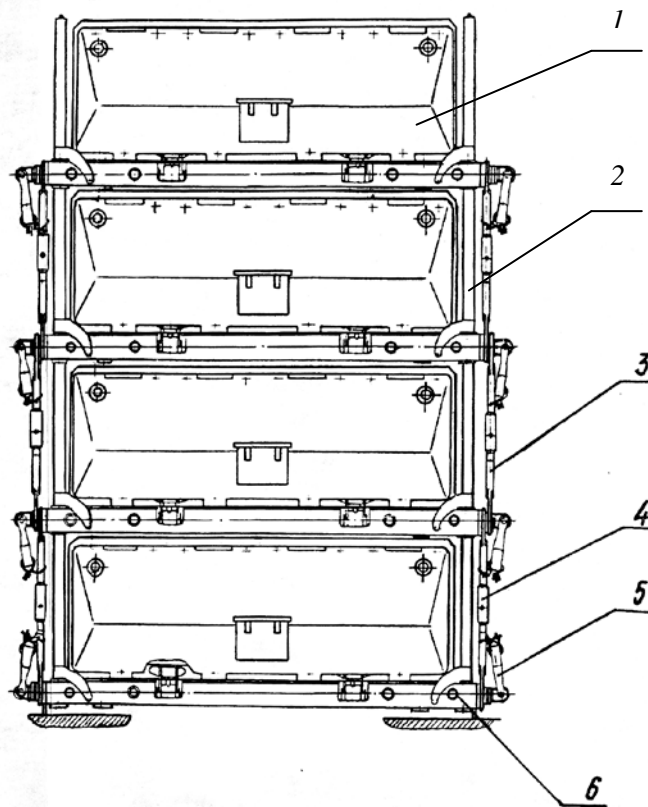


Рис. 8. Схема пакирования модулей 9М334:
 1 – модуль 9М334; 2 – балка; 3 – стяжка; 4 – муфта; 5 – скоба; 6 – гнездо

1.3. Ракета 9М331

Общий вид ракеты приведен на рис. 9, 10. 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 стабилизацию 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. 9. Общий вид ракеты 9М331

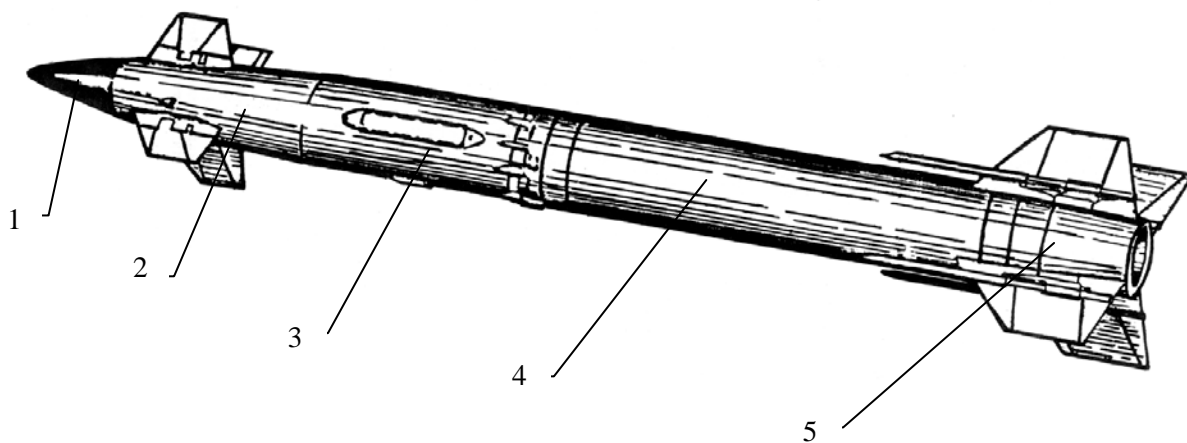


Рис. 10. Ракета 9М331:
 1 – радиопрозрачный обтекатель (первый отсек); 2 – отсек управления; 3 – приборный отсек;
 4 – двухрежимный двигатель; 5 – крыльевой блок

С целью максимального уменьшения поперечных габаритов ТПК крылья и рули ракеты выполнены складными (рис. 11, 12).



Рис. 11. Первый и второй отсеки ракеты в контейнере

Каждая ракета комплектуется катапультирующим устройством (КУ), 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 (см. рис. 7,9) 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 перемычки 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

Вопросы для самоконтроля по разделу 1

1. Что представляет собой зенитно-ракетный модуль 9М334?
2. Перечислите состав комплекса.
3. Что размещается на базе боевой машины 9А331?
4. Дайте характеристику РЛС обнаружения.
5. Почему РЛС обнаружения является РЛС когерентно-импульсной?
6. Назначение телевизионно-оптического визира.
7. С какой целью и как осуществляется обзор пространства РЛС обнаружения в вертикальной плоскости?
8. Как осуществляется опознавание государственной принадлежности цели?
9. Перечислите функции, выполняемые станцией наведения.
10. Дайте характеристику РЛС наведения.
11. Фазированная антенная решётка (ФАР), что это?
12. Почему РЛС наведения является РЛС когерентно-импульсной доплеровского типа?
13. Перечислите функции, выполняемые станцией наведения.
14. Каковы особенности эксплуатации комплекса и режима работы бортовой аппаратуры?
15. Что означает понятие “слепая скорость” в радиолокации?
16. Основные особенности зенитно-ракетного модуля 9М334.
17. Достоинства и недостатки аэродинамической схемы ракеты 9М331.
18. Объясните работу катапультирующего устройства.
19. Дайте общую характеристику ТТХ ракеты.

2. УСТРОЙСТВО РАКЕТЫ

Компоновка ракеты представлена на рис. 12. Корпус ракеты разделен на пять отсеков для удобства его изготовления и последующего монтажа оборудования.

Первый отсек – носовой обтекатель 1 – изготовлен из радиопрозрачной термостойкой пластмассы АГ-4В для обеспечения работы передающей антенны радиовзрывателя, который крепится к переднему шпангоуту второго отсека.

Второй отсек – отсек управления 32, состоящий из двухсвариваемых частей, изготовленных из сплава АМГ-6. 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.

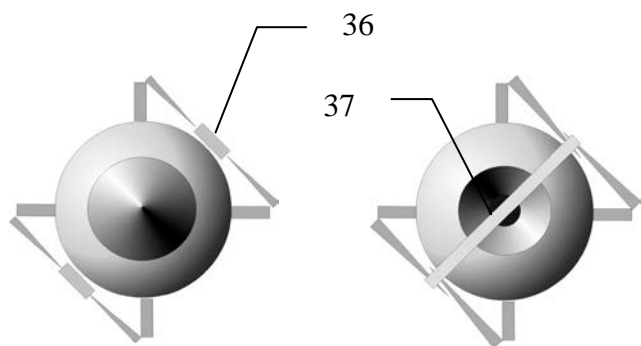
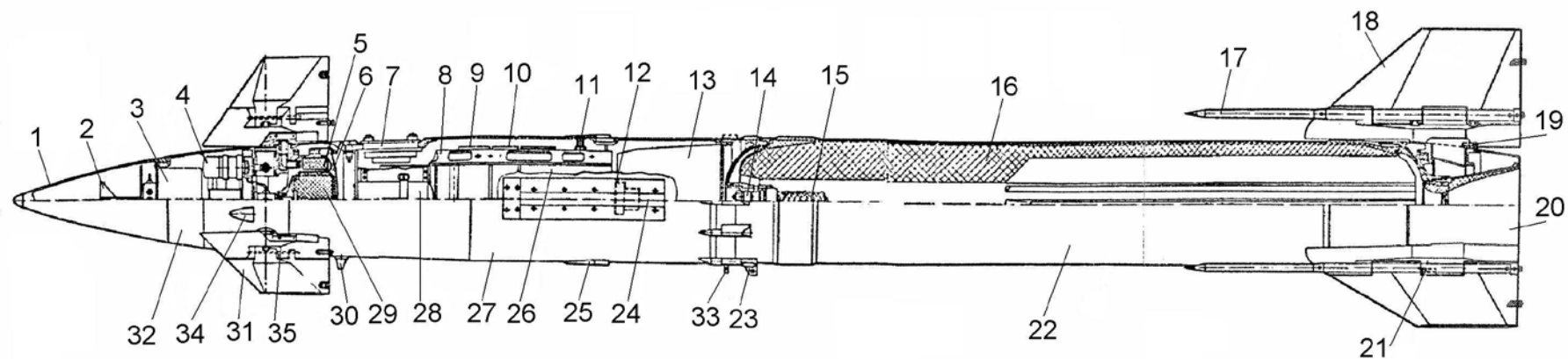


Рис. 12. Компоновка ракеты: 1 – радиопрозрачный обтекатель; 2 – передающая антенна радиовзрывателя; 3 – передатчик радиовзрывателя; 4 – рулевая машина; 5 – заряд газогенератора системы склонения; 6 – блок источников горячего газа; 7 – бортовой электроразъем; 8 – стрингер крепления бортовой аппаратуры; 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

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.

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 сложенном положении и раскрытия руля служит пружинный механизм 36, удерживаемый фигурным пазом на специальном кронштейне – наконечнике руля у задней кромки. Устройство пружинного механизма приведено на рис. 15.

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 (см. рис. 12), расположенным в плоскости руля.

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. Оболочка корпуса отсека также выполнена из сплава АМГ-6.

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 БЧ.

В передней части третьего отсека расположен бортовой электроразъем 7 ракеты. По бортам заподлицо с корпусом установлены две приемо-передающие антенны бортовой радиоаппаратуры управления 25. В средней части отсека имеется подход к устройству для переключения 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. 13.

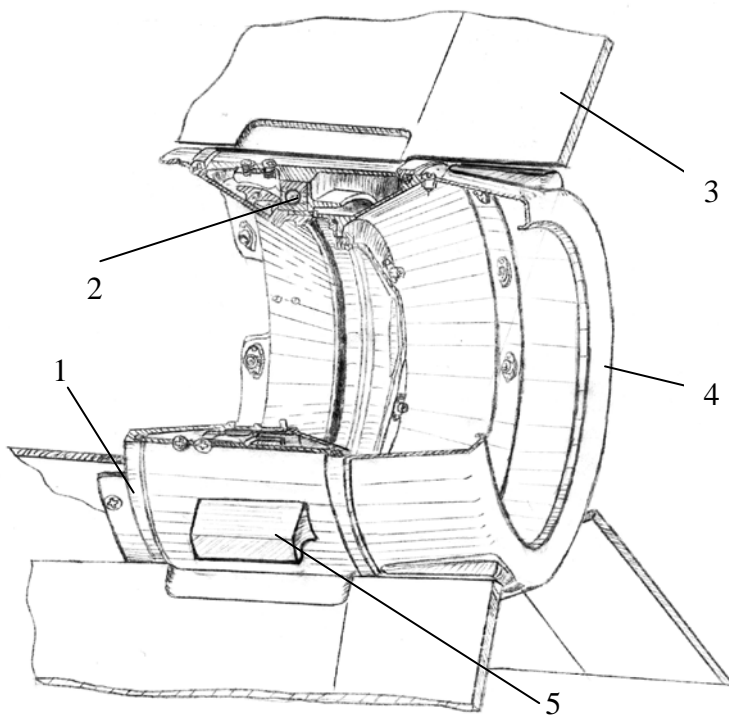


Рис. 13. Крыльевой блок ракеты:
 1 – кольцевой пояс; 2 – подшипник;
 3 – блок крыльев; 4 – обтекатель;
 5 – бугель

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.

Внешние виды отсеков представлены на рис. 14.



Второй отсек – отсек управления



Третий отсек – приборный



Третий отсек – приборный



Пятый отсек – крыльевой блок

Рис. 14. Внешние виды отсеков ракеты

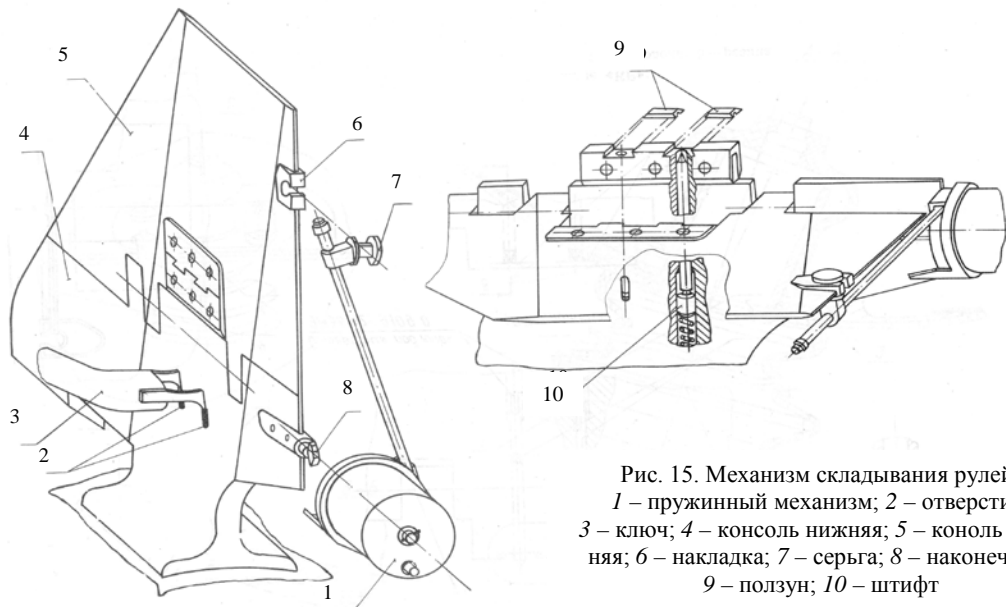


Рис. 15. Механизм складывания рулей:
 1 – пружинный механизм; 2 – отверстия;
 3 – ключ; 4 – консоль нижняя; 5 – консоль верхняя;
 6 – накладка; 7 – серьга; 8 – наконечник;
 9 – ползун; 10 – штифт

Струйное устройство руля (рис. 16) 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.

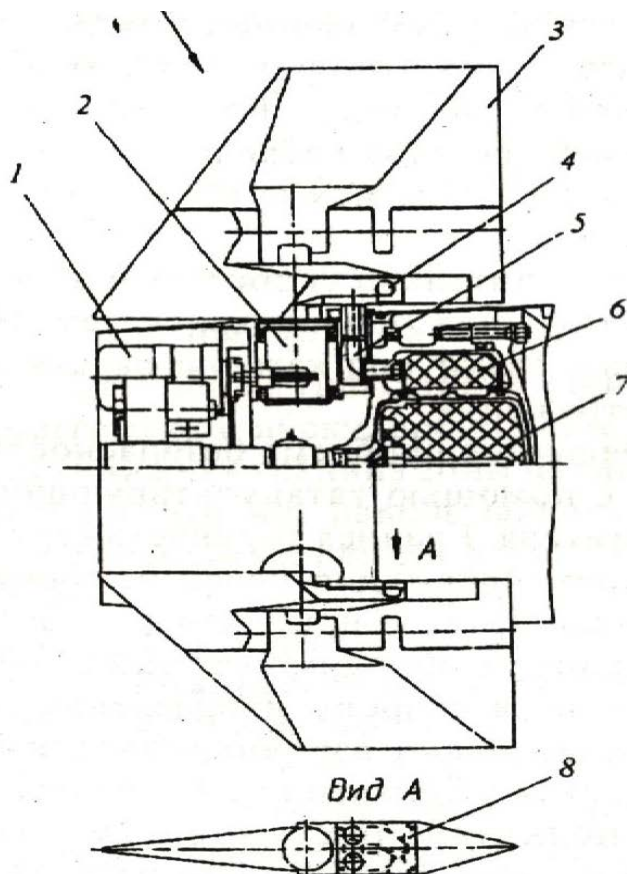


Рис. 16. Газодинамическое устройство склонения ракеты: 1 – рулевой привод на горячем газе; 2 – ось руля; 3 – консоль руля; 4 – газоструйное сопло; 5 – внутренний газовод; 6 – газогенератор системы склонения; 7 – газогенератор рулевых приводов; 8 – выходной газовод

Катапультирующее устройство (рис. 17) 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.

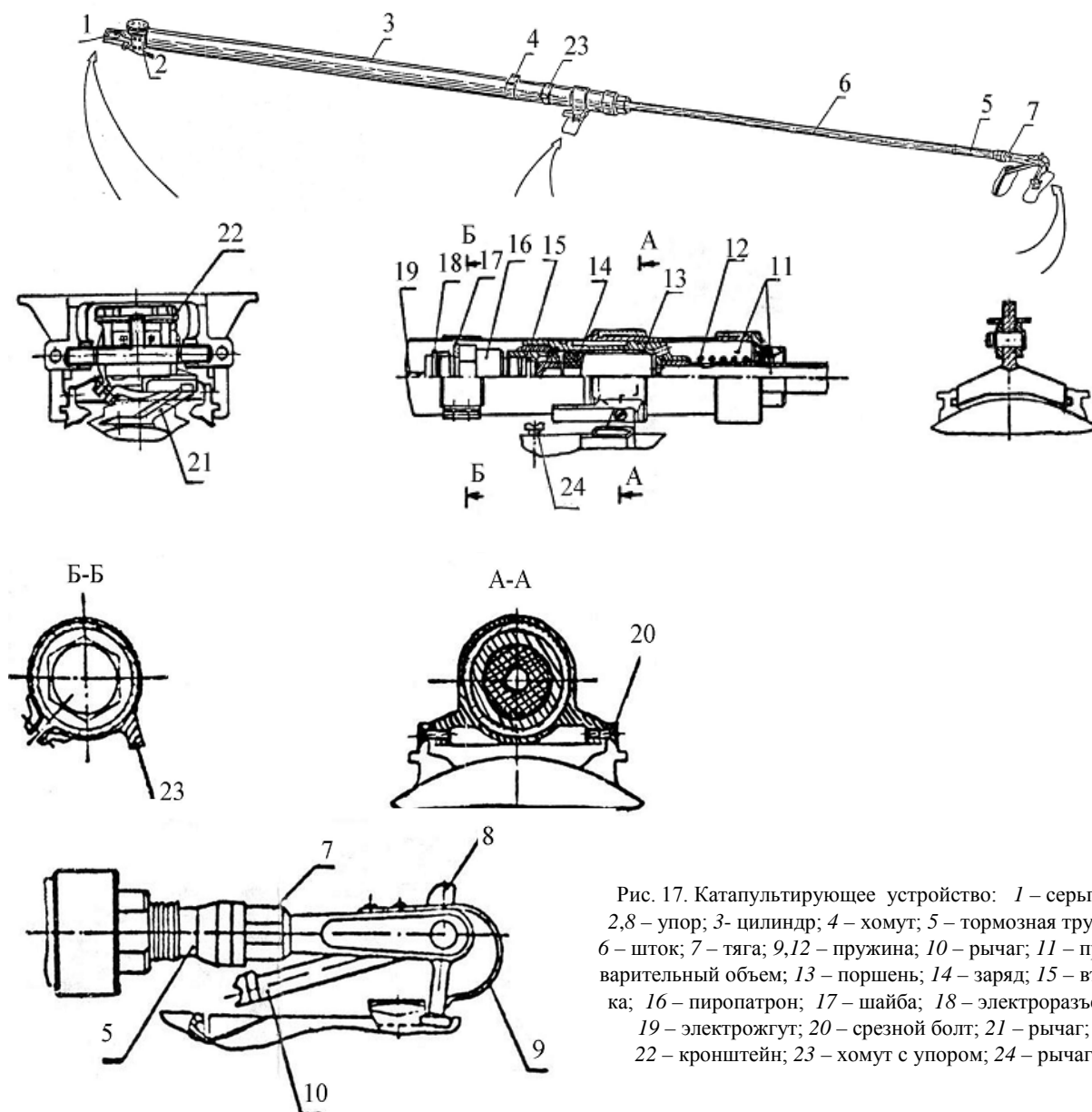


Рис. 17. Катапультирующее устройство: 1 – серьга; 2,8 – упор; 3 – цилиндр; 4 – хомут; 5 – тормозная труба; 6 – шток; 7 – тяга; 9,12 – пружина; 10 – рычаг; 11 – предварительный объем; 13 – поршень; 14 – заряд; 15 – втулка; 16 – пиропатрон; 17 – шайба; 18 – электроразъем; 19 – электрожгут; 20 – срезной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

Вопросы для самоконтроля по разделу 2

1. *Что собой представляет первый отсек ракеты?*
2. *Что размещается во втором отсеке ракеты?*
3. *Назначение источников горячего газа, расположенных во втором отсеке ракеты.*
4. *Как горячий газ попадает в сопло руля?*
5. *Объясните работу пружинного механизма стопорения рулей.*
6. *Что расположено в третьем отсеке ракеты?*
7. *Перечислите состав блока аппаратуры*
8. *Как и когда производится установка литерных частот ракеты?*
9. *Перечислите состав блока аппаратуры.*
10. *Состав и назначение элементов РДТТ.*
11. *Как удерживаются крылья в сложенном положении и как и когда раскрываются?*
12. *С какой целью крыльевой блок устанавливается на подшипнике?*
13. *Как осуществляется переключение ракеты на бортовое питание?*
14. *Порядок работы катапультирующего устройства.*
15. *Назовите последовательность функционирования элементов ракеты при катапультировании.*
16. *Что происходит с ракетой непосредственно после выхода ее из ТПК?*

3. БОЕВАЯ РАБОТА РАКЕТЫ

Зарядание ТПК в БМ 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 БМ 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 радиокомандам с наземных средств комплекса. Полету ракеты предшествует функционирование бортового оборудования в режимах «Подготовка», «Ожидание» и «Пуск».

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 катапульти;
- 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 «Ожидание», в течение которого в любой момент времени может быть произведен пуск или отмена пуска с выключением всех питающих напряжений, команд и сигналов.

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.

По команде “Пуск” производятся:

- задействование 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 радиоуправления.

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. 7) 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. 17) на катапультирующем устройстве, поворачиваются рычаги 30 и 33 (см. рис. 12) 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 двигателя ракеты;
- запускается дублирующий пиропатрон (дублирует запуск двигателя ракеты), имеющий односекундную задержку срабатывания.

В конце хода штока катапульты тормозится за счет сжатия газа в цилиндре 3 и смятия специальной тормозной трубы 5 (см. рис. 17) 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 информации 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. 11, 12, 15), 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. 18): от минимального угла при стрельбе в верхнюю ближнюю часть зоны перехвата целей до максимального при стрельбе по низколетящей цели на ближнюю границу зоны перехвата.

Двигатель ракеты запускается по сигналу с блока команд. При отсутствии сигнала запуск дублируется пиропатроном, расположенным 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. 19).

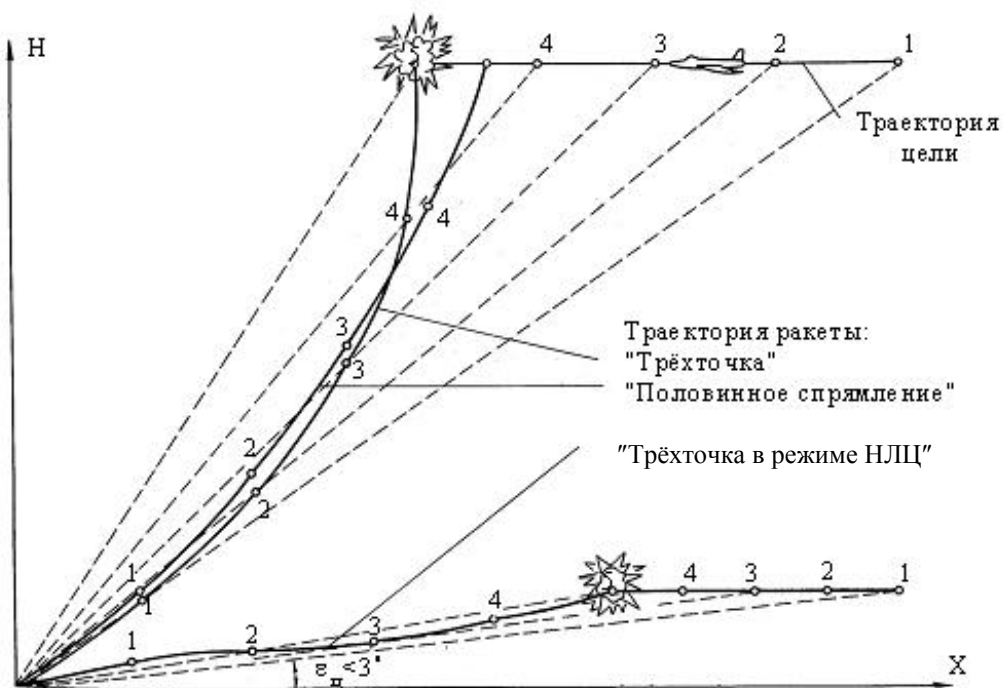


Рис. 18. Схема траектории полета ракеты при различных методах наведения

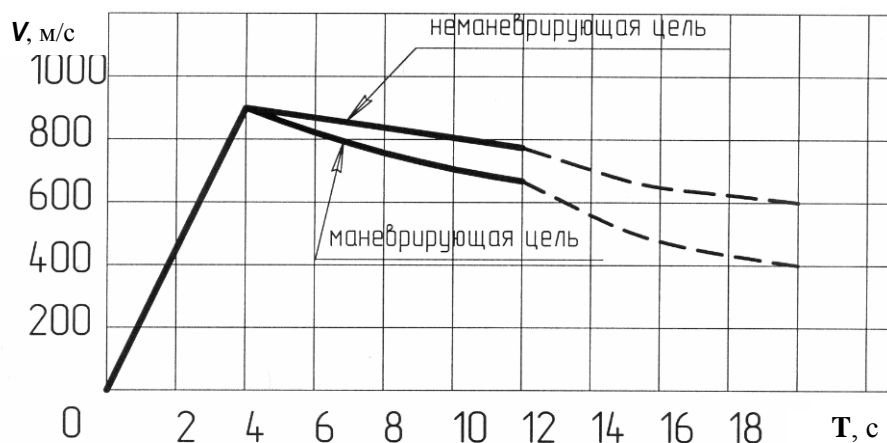


Рис. 19. Профили скорости ракеты Top-M1

Блок команд вырабатывает сигнал на запуск двигателя при достижении ракетой угла склонения 50° либо через одну секунду после поворота рычага 30 (см. рис. 12), расположенного в задней части третьего отсека 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. 20, импульс «3»).

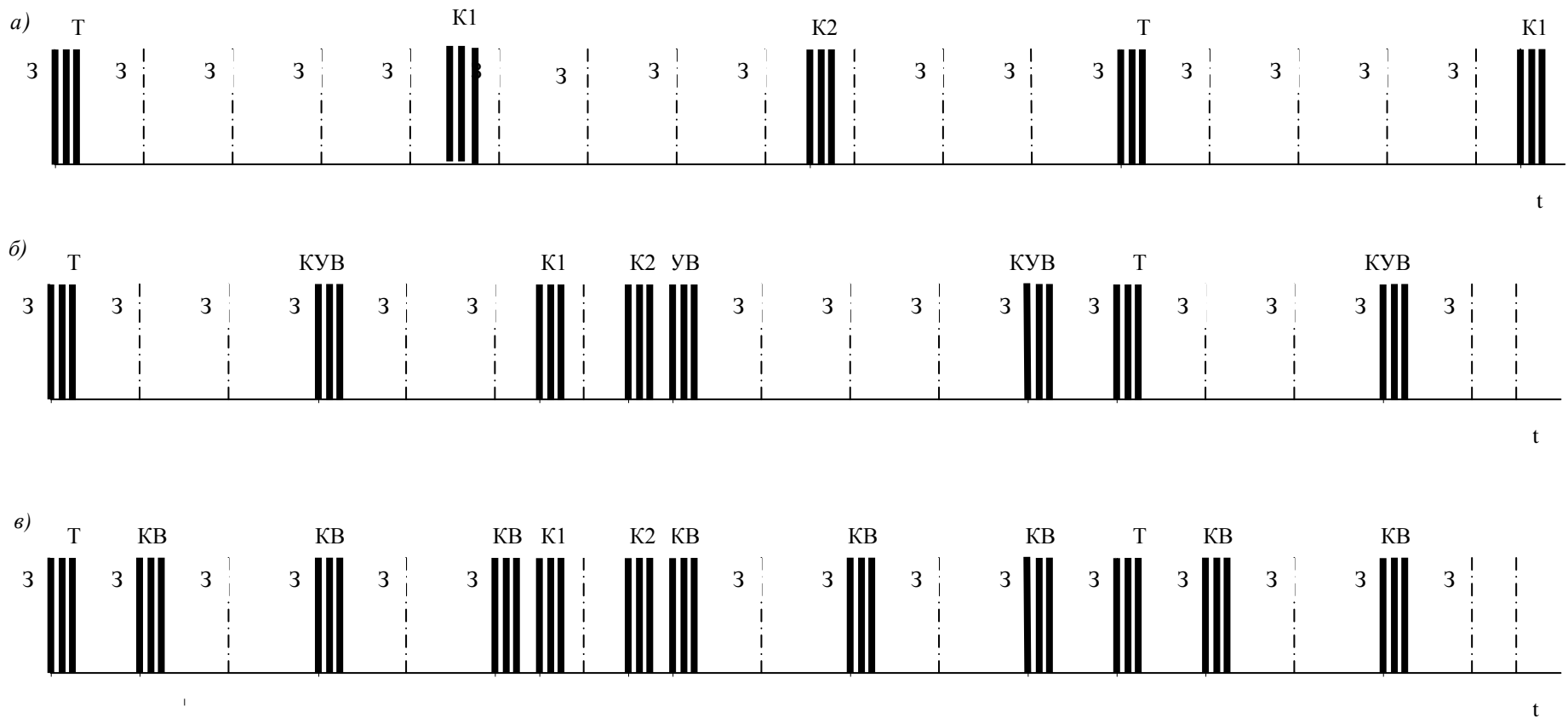


Рис. 20. Суммарный сигнал на входе аппаратуры радиоуправления и радиовизирования:
a – до подачи разовых команд КУВ и КВ кодовые комбинации команд K1 и K2 влево от нуля-середины тактового интервала положительны, при этом напряжения на выходе основного канала блока УПТ положительно, K1>0, K2>0 изображены условно; *б* – после подачи разовой команды КУВ; *в* – после подачи разовой команды КВ; «З» – импульс запроса, Т, K1, K2, КУВ, КВ – кодовые комбинации “Такт” и соответствующих команд

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.

Вопросы для самоконтроля по разделам 3.1, 3.2

1. *Как снаряжается модуль 9М334?*
2. *Характерные этапы полета ракеты.*
3. *Как осуществляется разворот ракеты по азимуту в направлении цели?*
4. *Перечислите предполетные режимы работы бортового оборудования.*
5. *Что делается в режиме «Ожидание»?*
6. *Какие операции осуществляются в режиме «Подготовка»?*
7. *Какие операции осуществляются по команде «Пуск»?*
8. *Когда выдается команда на пуск ракеты?*
9. *Какие операции с ракетой осуществляются в процессе работы катапультирующего устройства?*
10. *Когда выдается команда на разнуление рулевых машин?*
11. *Как формируется управляющий сигнал на рулевые машины после старта ракеты?*
12. *Как происходит расстопорение рулей?*
13. *Как управляется ракета на участке склонения?*
14. *Когда и как запускается двигатель ракеты?*
15. *Почему углы отклонения рулей ограничены в начальной фазе полета ракеты?*
16. *Когда выдается команда на переключение ограничения углов отклонения рулей?*
17. *Как определяется положение ракеты по угловым координатам?*
18. *Когда и как передаются на борт ракеты команды СПК?*
19. *Какие команды передает аппаратура радиоуправления и радиовизирования, расположенная на ракете?*

20. В чем суть передачи уровней команд управления ($K1, K2$) фазоимпульсным методом?
21. Чем определяется временной интервал «Такт»?
22. Когда подается команда КУВ?
23. Когда подается команда КВ?
24. Назначение ПИМ.
25. Как и когда осуществляется самоликвидация ракеты?

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.

На участке склонения управление ракетой осуществляется газодинамическим способом (см. рис. 16).

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 (х-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. 21).

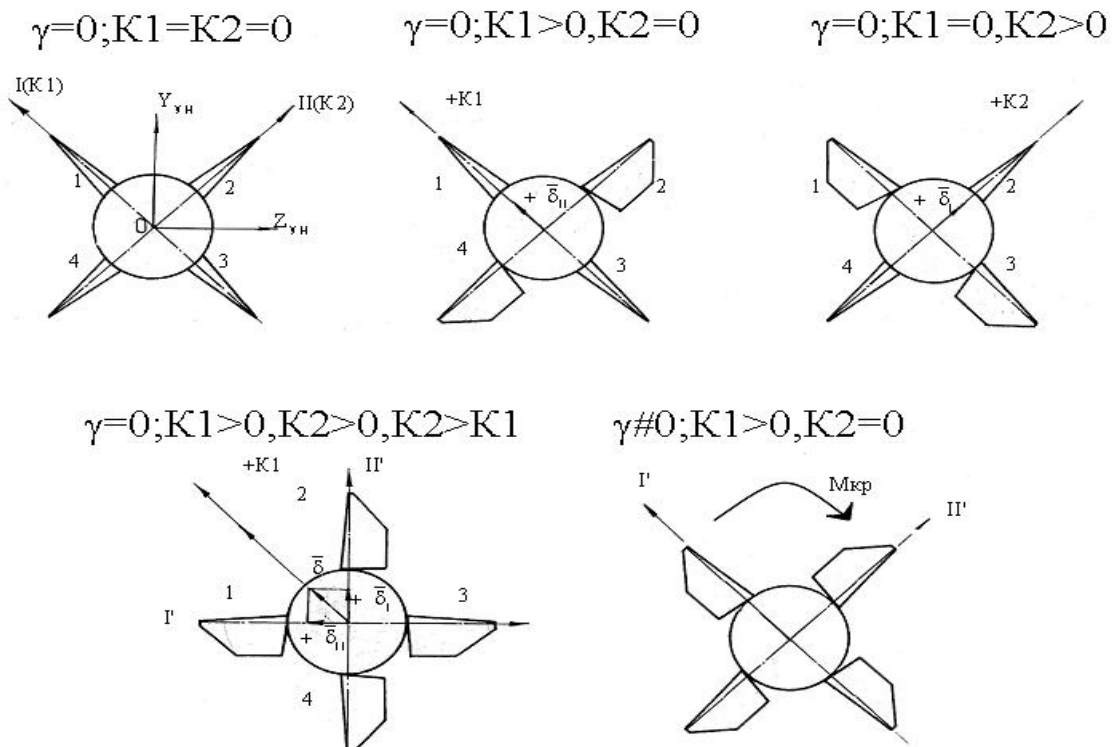


Рис. 21. Принцип управления стабилизированной по крену ракетой

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

Метод наведения (метод “половинного спрямления” или метод “трех точек”) (см. рис. 18) 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” относятся 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°), 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, исключаяющей 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. 22.

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. 22 приведена схема одного канала – канала тангажа.

На всем управляемом участке полета на борт ракеты подаются радиокоманды 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 $\varepsilon_c(\beta_c)$ измеряются координатными блоками ракеты и цели (аппаратурой СВР и СПК).

Кинематические звенья 1 и 2 не являются материальными звеньями контура управления, а выражают связь между углом атаки (скольжения) и входными величинами измерительных устройств.

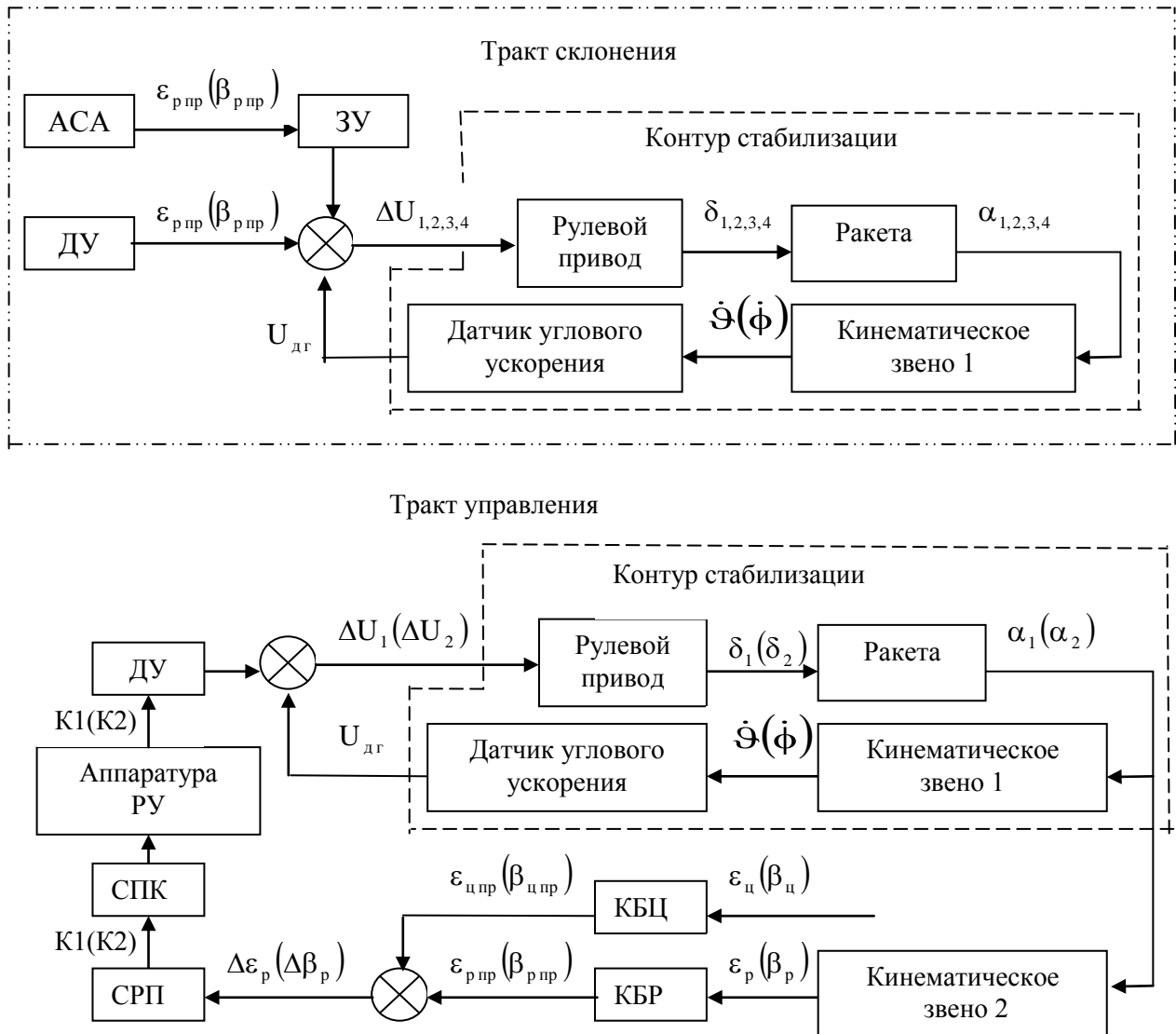


Рис. 22. Упрощенные схемы трактов склонения и управления ракеты:

$\delta_1(\delta_2)$ – угол отклонения рулей; $\alpha_1(\alpha_2)$ – угол атаки ракеты; $\varepsilon_p\varepsilon_c(\beta_p\beta_c)$ – угловые координаты ракеты и цели; $\Delta\varepsilon_p(\Delta\beta_p)$ – угловое рассогласование ракеты относительно кинематической траектории; ДУ – датчик угла; ЗУ – запоминающее устройство; АСА – аппаратура стартовой автоматики; СПК – станция передачи команд; СРП – счетно-решающий прибор; $K1(K2)$ – команды управления; $U_{дг}$ – сигнал обратной связи по цели демпфирующего гироскопа; $\dot{\varphi}(\varphi)$ – угловая скорость ракеты относительно поперечной оси; КБЦ – координатный блок цели; КБР – координатный блок ракеты

Вопросы для самоконтроля по разделу 3.3

1. Перечислите основные участки траектории полета ракеты.
2. Как рули ракеты ориентированы в полете?
3. Как вырабатываются команды на повороты рулей при углах крена $\gamma = 0$ и $\gamma \neq 0$?
4. В чем суть трехточечного метода наведения?

5. В чем суть метода наведения «половинное спрямление»?
6. Достоинства и недостатки методов «три точки» и «половинного спрямления»?
7. Особенности наведения ракеты при работе по низколетящей цели.
8. Как исключается возможность задевания ракетой земной поверхности и ложного срабатывания радиовзрывателя от отраженных от нее сигналов?
9. Что такое кинематическое звено?
10. Какими обратными связями охвачена ракета как объект регулирования?

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 принимать, усиливать, дешифровать, 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 зарядки 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 +20 В, -20 В, 3х36 В 1000 Гц, а также +27 В 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 +20 В.

Переменное напряжение 3х5,2 В 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 36 В 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 +20 В и –20 В 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 1,5...2,0 с перезапись адресного кода во время отрыва бортового разъема при сходе ракеты. С отрывом бортового разъема снимается напряжение +20 В 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 (см. рис. 20).

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 передает сигнал до конца сеанса связи. Этим создаются наилучшие условия для работы радиолинии. 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 БРУ сеанса связи и команд К1 и К2 радиоаппаратура вырабатывает сигнал “Управление” в виде напряжения постоянного тока +27 В, который переводит на режим отработки 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, БРУ 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 +27 В.

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 БРУ выдает команду “Время”, которая замыкает цепь на самоликвидацию ракеты.

* 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 +20 В, тогда логический “0” может быть равен +20,2 В, а логическая “1” +19,8 В. Использование низковольтных сигналов в канале уменьшает потребление энергии и электромагнитные наводки.

4.2. Блок команд

Блок команд 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. 12) 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 $\pm 13,5$ 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. 23). Центр ее находится в центре масс ракеты в момент разарретирования гироскопов автопилота. При этом ось OY 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 $OXI (II)$ 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 (стартовой) представлено на рис. 23. Каждый руль приводится в движение собственной рулевой машиной.

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

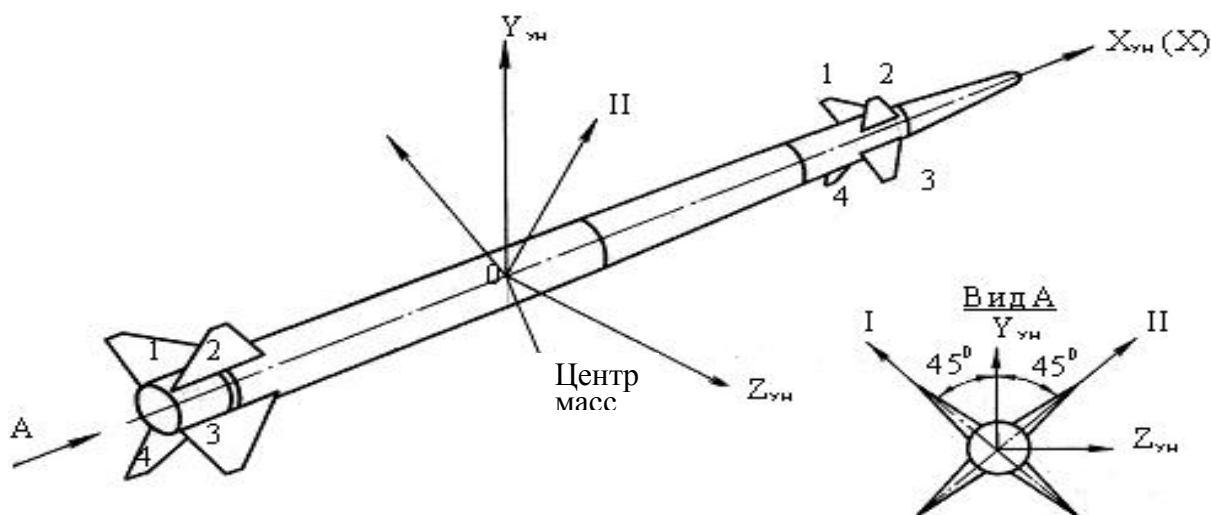


Рис. 23. Условно неподвижная и связанная системы координат

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 разармирование 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 происходят отрыв бортового разъема и переход от наземного источника питания на бортовой по цепям +20 В, -20 В и +27 В. Через 0,25 с после отрыва бортового разъема ракеты срабатывает реле времени и происходит разнуление рулевых машин.

Тракт склонения (см. рис. 22) 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 K_1 и K_2 из условно-неподвижной системы координат в команды УН I и УН II связанной системы координат (см. рис. 23) состоит в следующем (рис. 24). Управляющие радиокоманды K_1 и K_2 в виде двух составляющих 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 УН I и ее стабилизацией относительно оси OI , канал II – для управления движением ракеты в соответствии командой УН II и ее стабилизацией относительно оси II (см. рис. 13). В момент выхода ракеты из контейнера векторы управляющих команд K_1 и K_2 параллельны плоскостям рулей. При положительной команде K_1 задние кромки рулей канала II отклоняются вниз (положительный угол δ_2) и ракета летит влево вверх. При положительной команде K_2 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 $\bar{K} = \sqrt{K_1^2 + K_2^2}$.

Для отработки радиокоманды управления в связанной системе координат и совмещения плоскости отработки с плоскостью радиокоманды с бортовой радиоаппаратуры команда K_1 (K_2) подается на потенциометр свободного гироскопа II (см. рис. 26). Последний перераспределяет принятые команды управления между плоскостями пар рулей. Команда со свободного гироскопа суммируется с сигналом контура стабилизации и поступает на рулевой привод, отклоняющий рули на угол $\delta_1(\delta_2)$.

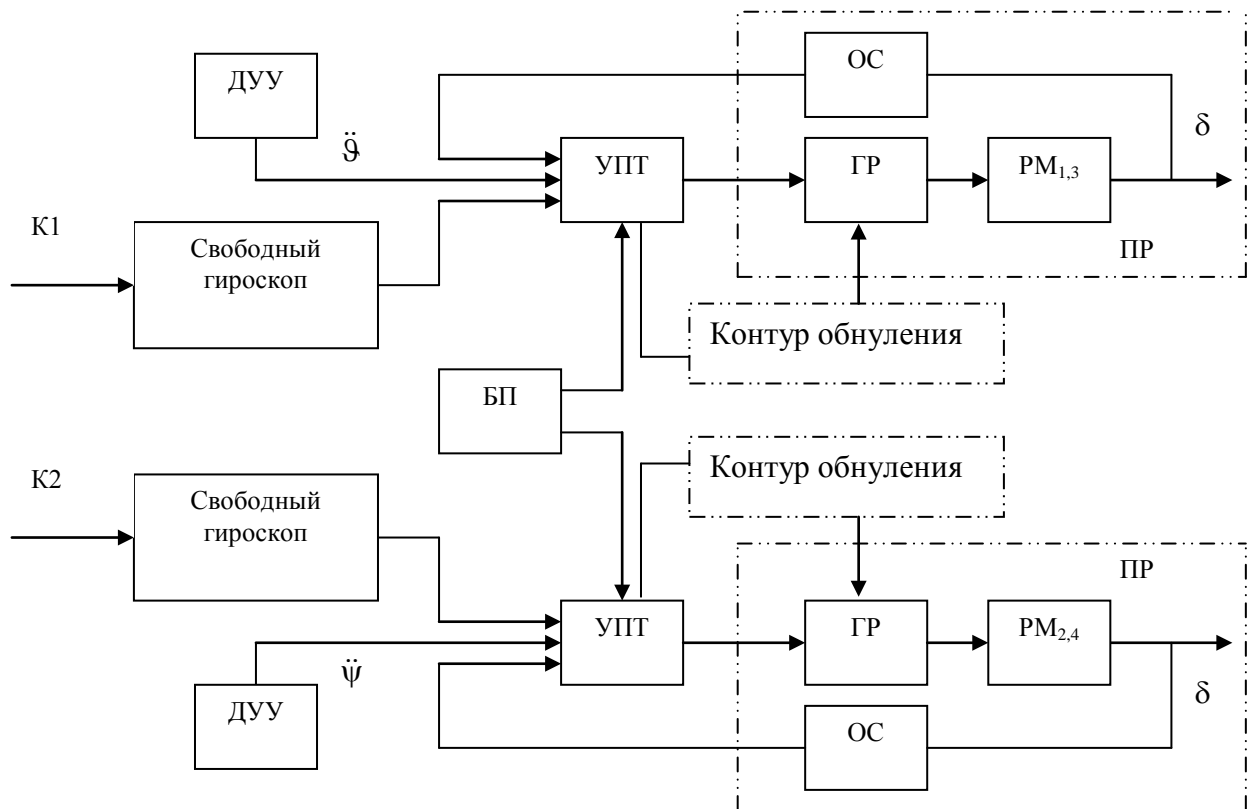


Рис. 24. Структурная схема автопилота (управление по тангажу и рысканию): РМ – рулевая машина, ОС – обратная связь (потенциометр обратной связи РМ), ГР – газовый распределитель (струйное реле), ДУУ – датчик угловых ускорений, ДУ – датчик угла, ПР – привод рулевой

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.

Команда, сформированная в каждом из трактов управления, раскладывается на одну пару рулей, 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 K1 и K2, 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. 25).

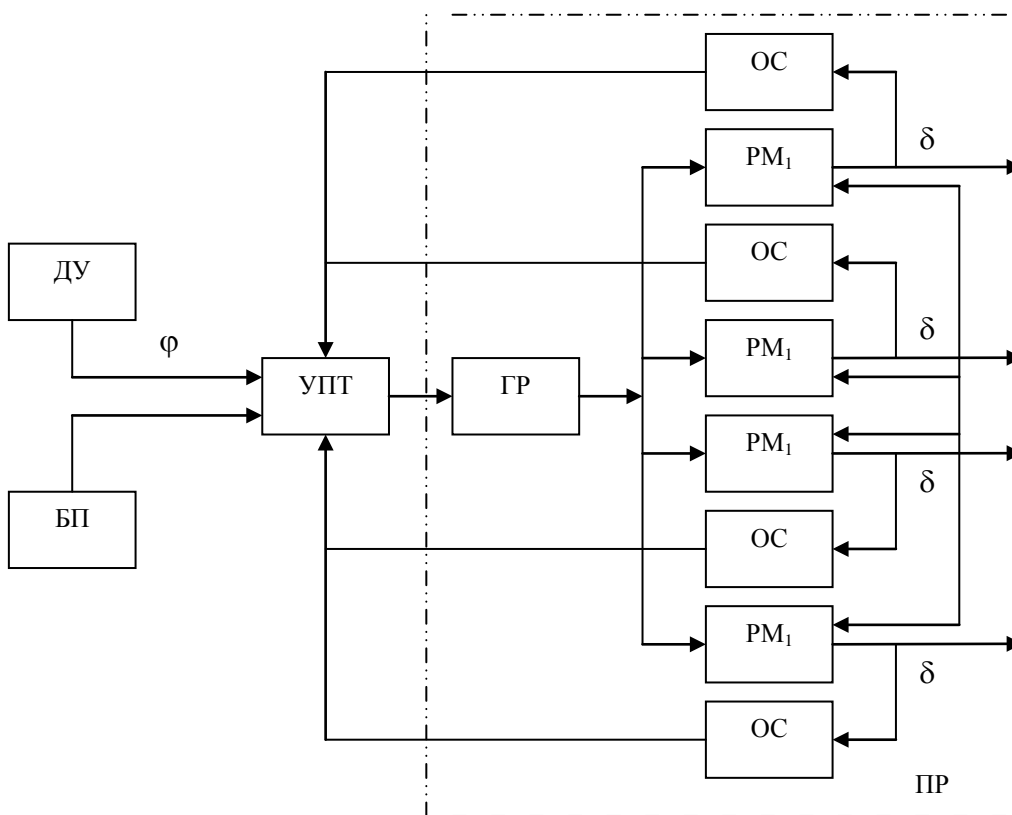


Рис. 25. Структурная схема канала стабилизации крена автопилота (см. рис. 24)

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 недопустимые 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 ее компенсации для всех методов наведения. Схема компенсации динамической ошибки не входит в замкнутый контур управления. Она 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 положение оси ротора в пространстве. Напряжения, снимаемые со щеток функциональных потенциометров сво-

бодных 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 РМ.

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 – для компенсации нулевых погрешностей усилителя и струйного реле газораспределительного устройства.

Конструкция и кинематическая схема свободного гироскопа приведены на рис. 26 и 27, электрическая схема автопилота – на рис. 28.

Основными узлами свободного гироскопа являются гироузел *15*, внешняя рамка *14*, механизм арретира *16-19* и потенциметрические датчики *11*. В гироузле применен гиромотор, представляющий собой асинхронный трехфазный электродвигатель. Питание гиромотора осуществляется переменным напряжением $(36 \pm 1) В$ (1000 ± 100) Гц, которое подводится через коллекторное кольцо *10* на оси внешней рамки (рис. 26) и *8* – на оси внутренней рамки. Число оборотов гиромотора 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. 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*.

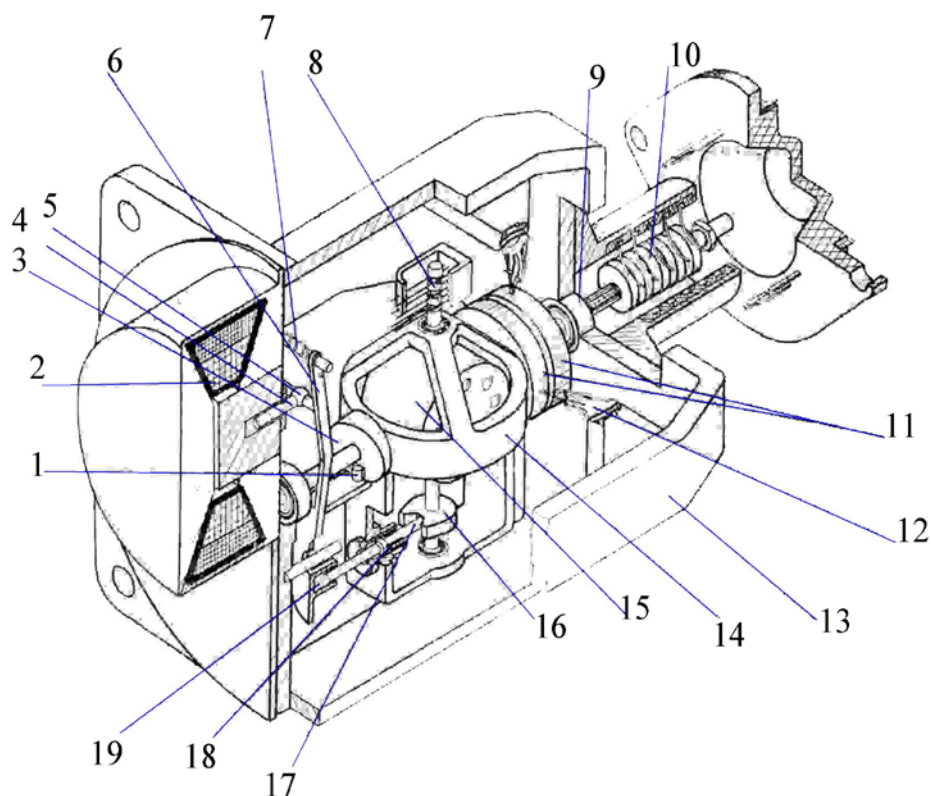


Рис. 26. Конструкция свободного гироскопа: *1* – ролик; *2* – катушка электромагнита; *3* – кулачок; *4* – подвижный яркорь; *5* – серьга; *6* – рычаг; *7* – пружина; *8* – коллекторное кольцо на оси внутренней рамки; *9* – подшипник; *10* – коллекторное кольцо на оси внешней рамки; *11* – потенциометр; *12* – контактная щетка; *13* – корпус; *14* – внешняя рамка; *15* – внутренняя рамка; *16* – профилирующий кулачок на оси внутренней рамки; *17* – толкатель; *18* – пружина; *19* – ловитель

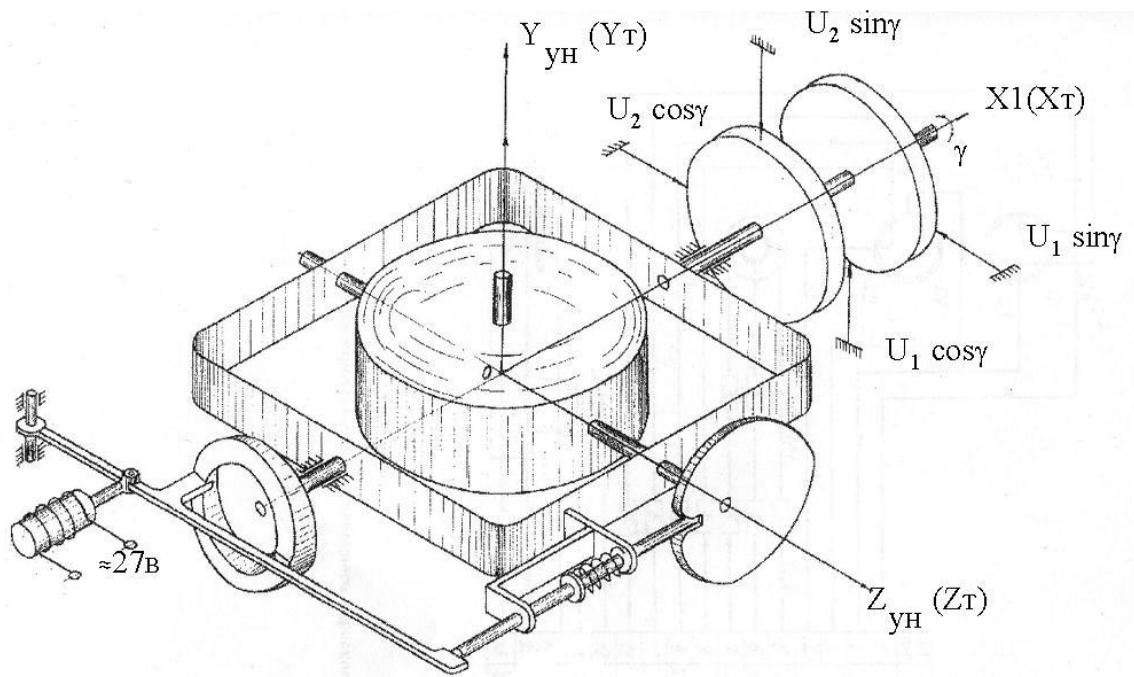


Рис. 27. Кинематическая схема свободного гироскопа

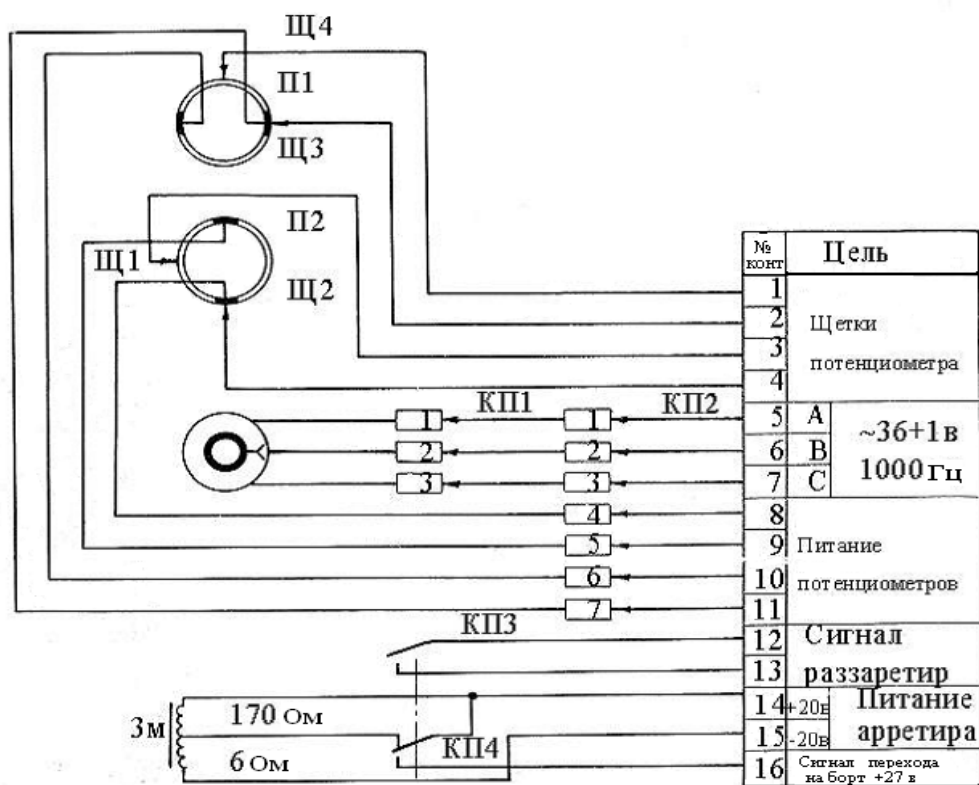


Рис. 28. Электрическая схема свободного гироскопа

Датчики углового ускорения (скоростные гироскопы, рис. 29) 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 двухстепенной гироскоп. При повороте ракеты относительно оси чувствительности датчика возникает прецессионное движение гироузла со скоростью, пропорциональной угловому ускорению ракеты.

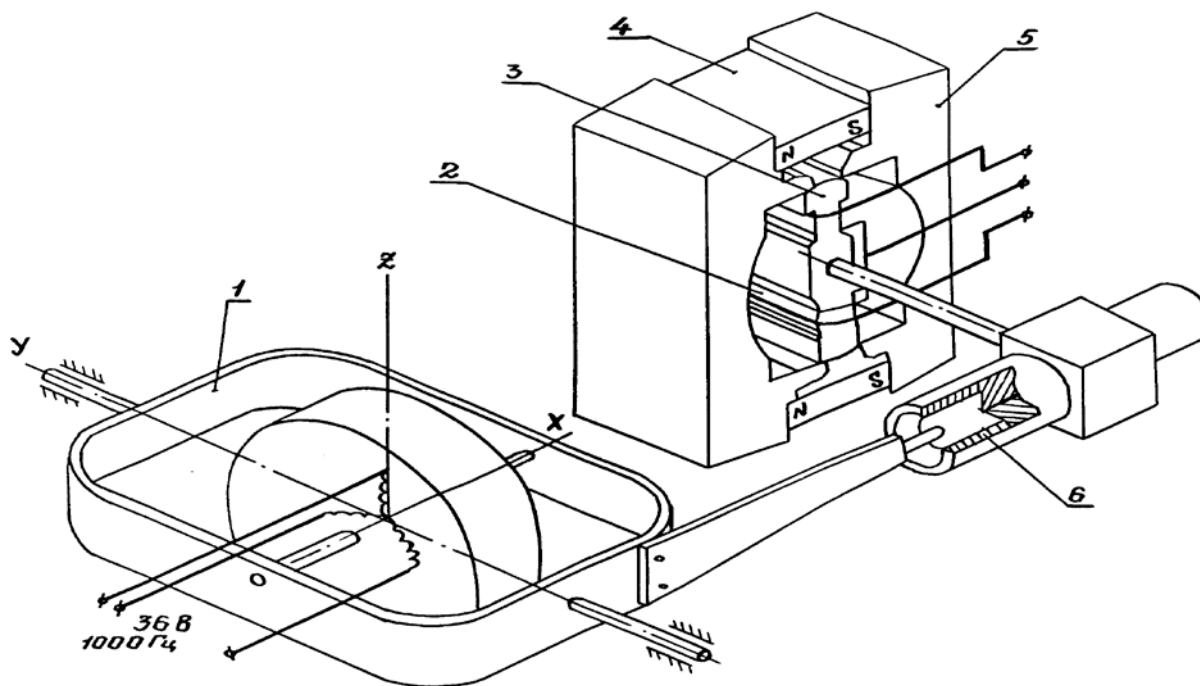


Рис. 29. Скоростной гироскоп (датчик углового ускорения): 1 – гироскоп, 2 – катушка, 3 – ротор, 4 – магнит, 5 – магнитопровод, 6 – поводковая передача

Датчик линейных ускорений автопилота предназначен для измерения линейных ускорений и выработки сигнала в виде напряжения постоянного тока, величина которого 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.

Усилитель постоянного тока предназначен для формирования управляющего сигнала и усиления его мощности. На вход усилителей I и II 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. 30 и 14.

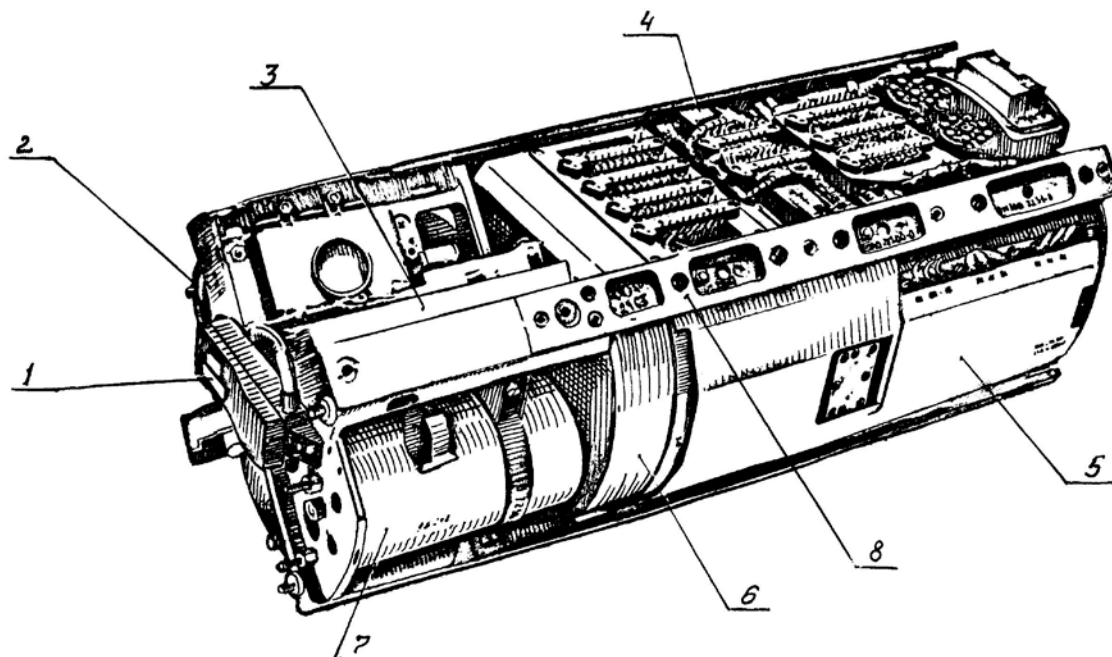


Рис. 30. Аппаратурный моноблок: 1 – блок задержки, 2 – электромашинный преобразователь, 3 – блок команд, 4 – приемник радиовзрывателя, 5 – бортовая радиоаппаратура управления, 6 – автопилот, 7 – батарея, 8 – стрингер

Вопросы для самоконтроля по разделу 4

1. Что должна делать бортовая радиоаппаратура управления?
2. Какие функции выполняет бортовая аппаратура радиоуправления (БРУ)?
3. Какие команды передает станция передачи команд (СПК)?
4. Какие задачи решает бортовая радиоаппаратура управления, выполняя команды СПК?
5. Перечислите основные блоки бортовой аппаратуры.
6. Почему для работы БРУ используются напряжения электропитания?
7. В чем смысл использования уровней логическая «1» или логический «0»?
8. Как функционирует БРУ в режиме «Подготовка» по цепи «Запись»?
9. Как функционирует БРУ в режиме «Ожидание»?
10. Как функционирует БРУ в режиме «Пуск»?
11. Какие функции выполняет станция визирования ракеты (СВР)?
12. Назначение и режимы работы ответчика бортовой радиоаппаратуры.
13. Каким образом в БРУ определяется одна из двух приемных антенн в полете?
14. Что значит синхронный и асинхронный режим работы элементов БРУ?
15. Когда выдается команда «Управление»?
16. Какие сигналы выдает БРУ во время полета?
17. Как работает БРУ в случае нарушения радиолинии?
18. Смысл использования логических «0» и «1».
19. Когда выдается команда на самоликвидацию ракеты?
20. Назначение блока команд. Как формируются команды?
21. Какие функции выполняет автопилот?
22. Что входит в состав автопилота?
23. Почему в составе автопилота два датчика линейных ускорений, три датчика угловых ускорений и три свободных гироскопа?
24. Каким образом предотвращается потеря динамической устойчивости ракеты после выхода из ТПК на вертикальном участке полета?
25. Когда происходит разнужение рулевых машин?
26. Какова ориентация аэродинамических плоскостей (рулей и крыльев) ракеты в полете?
27. Как формируются команды управления на участке склонения?

28. *Как реализуются команды управления на участке склонения?*
29. *Каким образом производится снятие ограничения на угол поворота рулей на начальной части участка склонения?*
30. *Функции автопилота в режиме управления.*
31. *В какой системе координат формируются команды управления ракетой?*
32. *В какой системе координат реализуются команды управления ракетой?*
33. *Как осуществляется стабилизация ракеты по крену?*
34. *Что такое динамическая траектория?*
35. *Что такое кинематическая траектория?*
36. *В чем сущность наведения ракеты на цель?*
37. *Что такое динамическая ошибка?*
38. *Назначение свободных гироскопов.*
39. *Устройство свободного гироскопа.*
40. *Почему максимальный угол поворота внутренней рамки гироскопа ограничен?*
41. *Назначение датчика углового ускорения.*
42. *Принцип работы датчика углового ускорения.*
43. *Назначение и устройство датчика линейных ускорений в автопилоте.*

5. БОЕВОЕ СНАРЯЖЕНИЕ

5.1. Радиовзрыватель

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

Радиовзрыватель является малогабаритным неконтактным радиолокационным активным импульсным взрывателем и работает в следующих боевых режимах: НЛЦ (низколетящая цель), НВЦ (надводная цель), ПП (пассивная помеха) и штатном.

Функциональная схема РВ приведена на рис. 31 [16, 17]. 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. 31).



Рис. 31. Функциональная схема РВ

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 загробления.

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 его срабатывания. 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 полете 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 запрашивается ПИМ;
- запуск двигателя – наличие давления в его камере сгорания, от которого с помощью анализатора давления замыкаются контакты в цепи взведения ПИМ;
- осевая перегрузка в процессе полета ракеты (непосредственно после старта) не менее 19 с временем действия не менее 1 с. 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 1 с 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.

Срабатывание ПИМ и как следствие подрыв боевой части происходит в двух случаях:

- вблизи цели по сигналу «Срабатывание» – для поражения цели;
- в случае промаха (неполучение сигнала от РВ) по электрическому сигналу «Ликвидация» от БРУ – для ликвидации ракеты.

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. 32) 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 ступенчатой 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.

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.

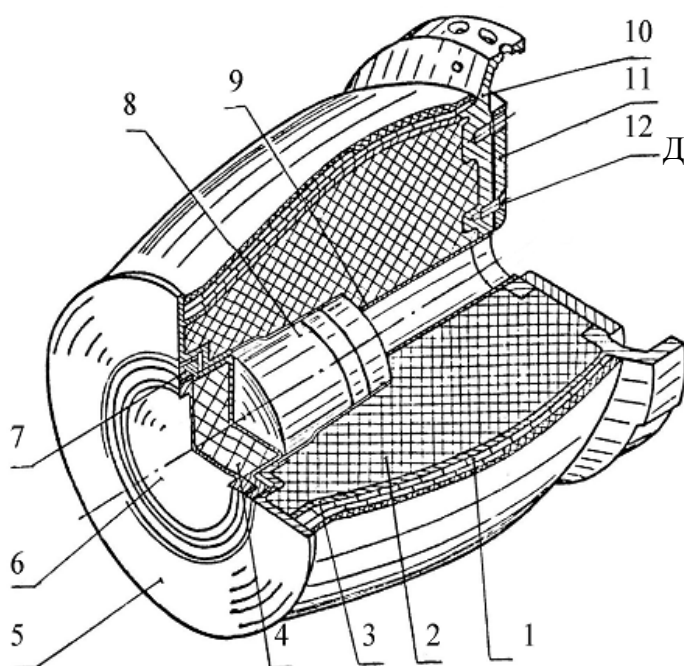


Рис. 32. Боевая часть: 1 – поражающие элементы; 2 – заряд ВВ; 3, 9 – оболочка; 4 – шашка; 5, 10 – фланец; 6, 11 – крышка; 7 – гайка; 8 – ПИМ; 12 – винт

При подаче инициирующего импульса от ПИМ на дополнительный детонатор срабатывает пашка 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 условиях встречи ракеты с целью, с учетом также углов срабатывания РВ.

Кинематическая схема накрытия цели областью поражения БЧ представлена на рис. 33, распределение начальных скоростей осколков по углу разлета (в статических условиях) – на рис. 34.

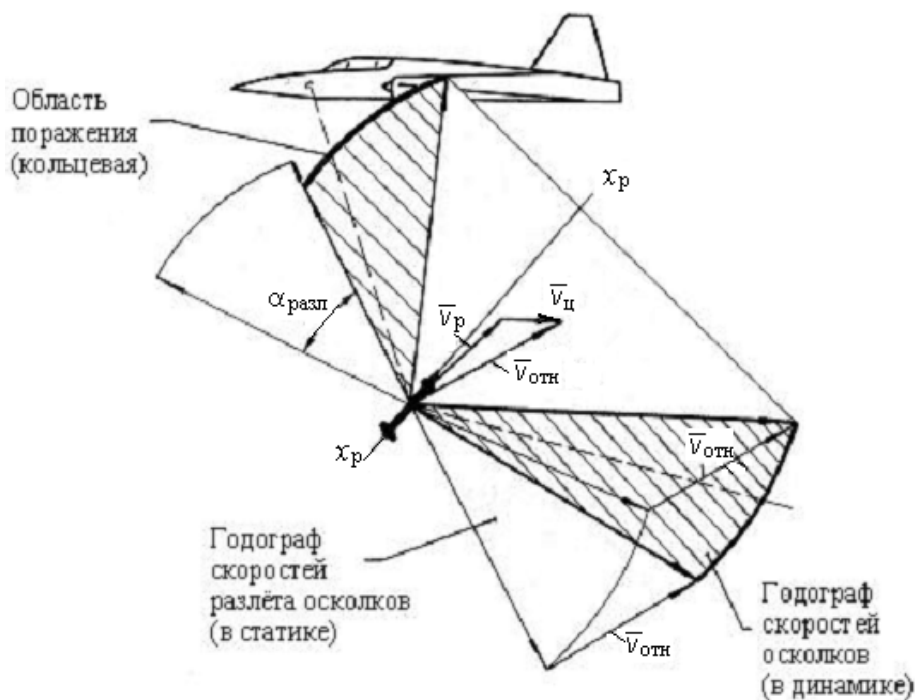


Рис. 33. Кинематическая схема накрытия цели областью поражения БЧ: - - - - линия срабатывания радиовзрывателя; x_p – продольная ось ракеты; $\alpha_{разл}$ – угол разлета осколков; $\vec{V}_p, \vec{V}_c, \vec{V}_{отн}$ – скорость ракеты, цели и относительная скорость

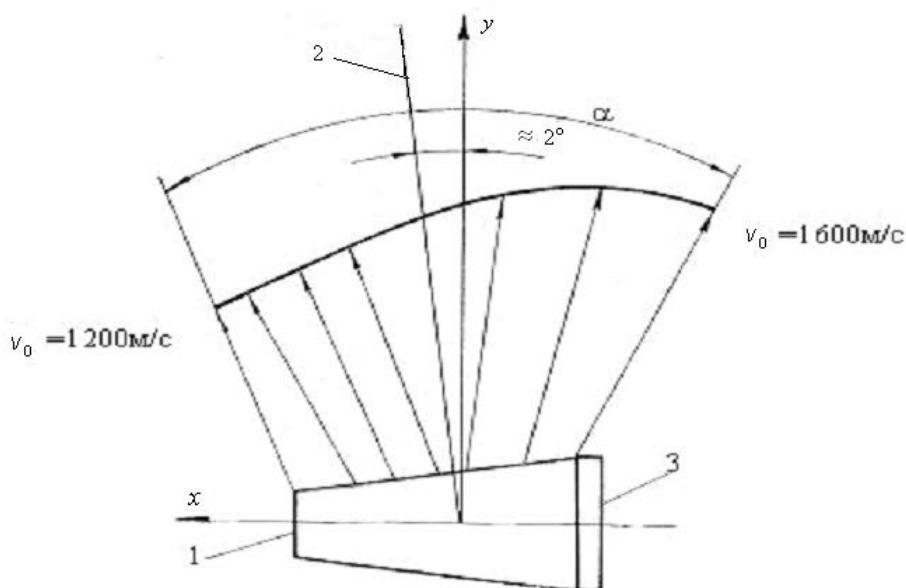


Рис. 34. Распределение начальных скоростей осколков по углу разлета (в статических условиях): 1 – передний торец; 2 – направление разлета основной массы осколков; 3 – задний торец

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, обладающее зачастую высокой прочностью. Характерный вид зон поражения различных целей представлен на рис. 35.

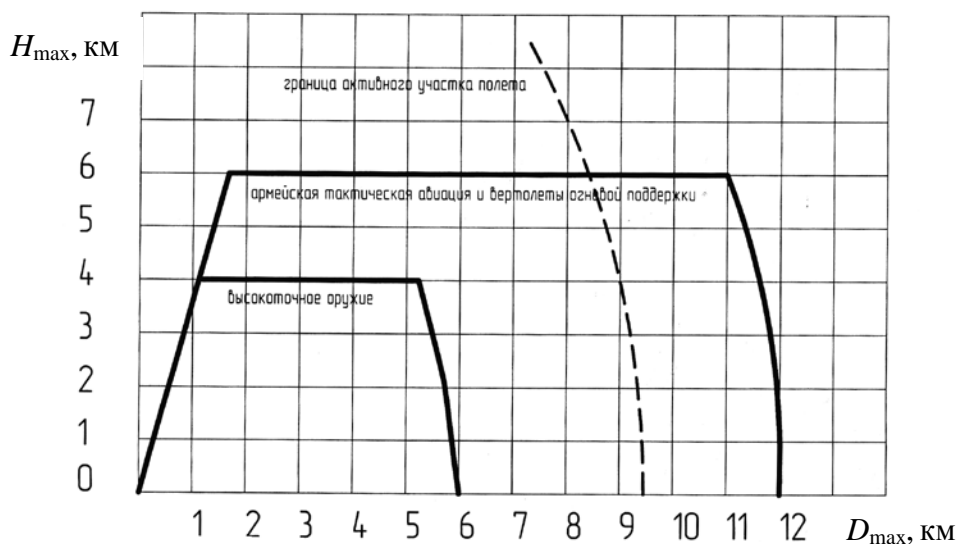


Рис. 35. Зона поражения различных целей

Вопросы для самоконтроля по разделу 5

1. Какие функции возложены на радиовзрыватель?
2. Когда и по какой команде радиовзрыватель начинает облучать цель?
3. Как формируется команда подрыва боевой части?
4. Перечислите конструктивные решения, обеспечивающие покрытие цели потоком поражающих элементов в различных условиях встречи ракеты с целью.
5. В каких режимах работает радиовзрыватель?
6. Порядок работы радиовзрывателя.
7. Составные части радиовзрывателя и их назначение.
8. Из каких основных элементов состоит передатчик РВ?
9. Для чего необходим магнетрон и как он работает?
10. Составные части приемника радиовзрывателя и их назначение.
11. Какие функции выполняет блок обработки информации приемного устройства радиовзрывателя?
12. Откуда поступают импульсы на счетчик блока обработки информации приемного устройства радиовзрывателя?
13. Как Вы понимаете фразу «совпадение во времени стробирующих и видеоимпульсов на каскаде совпадения»?
14. Зачем в радиовзрывателе предусмотрена программная регулировка чувствительности цепочки заглубления?
15. За счет чего достигается максимальная эффективность действия боевой части в районе цели?
16. Чем определяется область срабатывания радиовзрывателя?
17. Как достигается согласование области срабатывания радиовзрывателя с зоной разлета осколков?
18. Каким образом достигается повышение помехоустойчивости РВ?
19. Каково назначение предохранительно-исполнительного механизма (ПИМ)?
20. Какие функции выполняет ПИМ?
21. Когда и по какой команде ПИМ включается в работу?

22. Перечислите условия, при которых в ПИМе снимаются ступени предохранения.
23. Каким образом снимается первая ступень предохранения в ПИМе?
24. Как снимается вторая ступень предохранения в ПИМе?
25. Как снимается третья ступень предохранения в ПИМе?
26. В каких случаях срабатывает ПИМ?
27. Назовите условия, необходимые и достаточные для поражения цели.
28. Перечислите конструктивные решения, обеспечивающие накрытие цели потоком поражающих элементов в различных условиях встречи ракеты с целью.
29. Как построить зону поражения какой либо цели?

6. Двигатель ракеты

Двигатель ракеты (рис. 36) представляет собой двухрежимный однокамерный ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ), который 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;

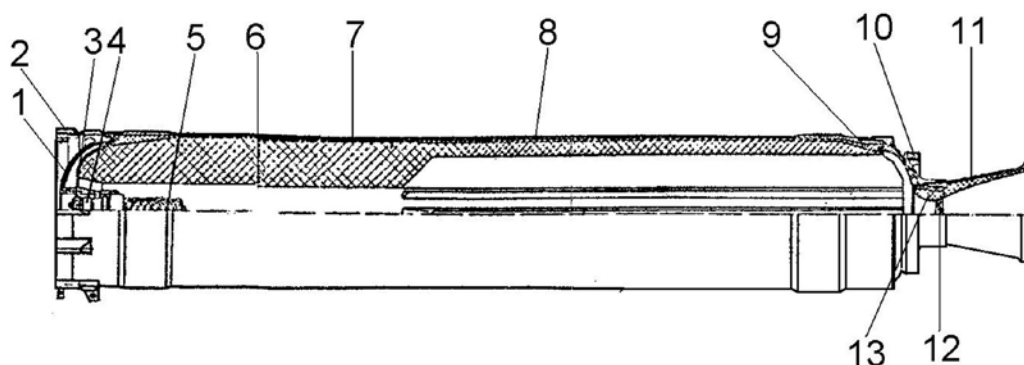


Рис. 36. Двигатель ракеты: 1 – днище переднее с теплозащитной чашей; 2 – силовой шпангоут; 3 – сигнализатор давления; 4 – пиропатроны; 5 – воспламенитель; 6 – заряд твердого топлива; 7 – корпус; 8 – теплозащитное покрытие; 9 – днище заднее с теплозащитной чашей; 10 – посадочный пояс; 11 – сопловой блок; 12 – заглушка; 13 – вкладыш

– воспламенителя 5 с двумя пиропатронами для его зажигания 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. Вторым 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 типа КВН с $\sigma = 190 \text{ кг/мм}^2$. 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 днису приварены цилиндрический посадочный поясик 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 сварен стакан, в котором имеются посадочные места для установки пиропатронов, а также внутренняя резьба для установки корпуса воспламенителя. В сферическую часть переднего днища сварен 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. 37) 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.

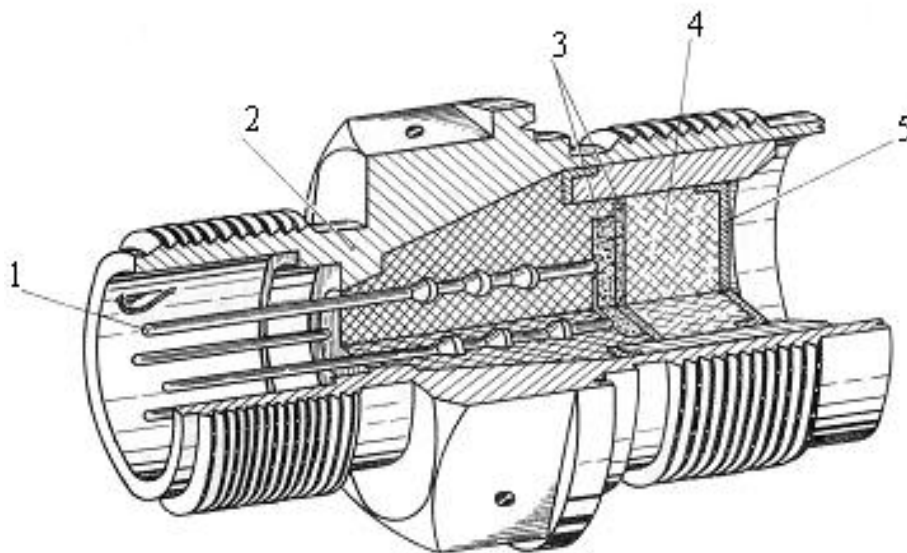


Рис. 37. Пиропатрон: 1 – электрозапал; 2 – корпус; 3 – состав воспламенительный; 4 – состав пиротехнический; 5 – доньшко

Работа двигателя начинается с момента подачи по цепи электросистемы ракеты команды запуска в виде тока напряжением (+27 В) на проволочный мостик пиропатронов. Проволочный мостик мгновенно накаляется, вызывая зажигание воспламенительного состава пиропатрона, в результате чего воспламеняется и его пиротехнический состав. Образующиеся газы, прорывая до-

нышко 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 [14], на маршевом режиме ≈ 8 с. Общее время работы двигателя ≈ 12 с.

Вопросы для самоконтроля по разделу 6

1. Дайте характеристику двигателя ракеты.
2. Подсчитайте тягу двигателя на стартовом и маршевом режимах работы.
3. Перечислите основные элементы, из которых состоит двигатель ракеты.
4. Каким образом обеспечивается двухрежимность двигателя?
5. Как и по какой команде запускается двухрежимный РДТТ?
6. Каким образом обеспечивается независимость параметров работы двигателя от температуры окружающей среды?
7. Нарисуйте кривую изменения давления в камере двигателя во времени.
8. Как герметизируется двигатель?
9. Как осуществляется крепление заряда с корпусом?
10. Как обеспечивается требуемое напряженно-деформированное состояние заряда?
11. Что собой представляет воспламенитель заряда?
12. Как устроен пиропатрон и как он работает?
13. С какой целью наряду с сигнализатором давления в ракете используется сигнализатор спада давления?

7. СИГНАЛИЗАТОР ДАВЛЕНИЯ

Сигнализатор давления (рис. 38) 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 [16]. Сигнализатор давления состоит из стального корпуса 1, в котором расположен изолятор 5 с двумя армированными штыревыми контактами 6, и стального поршня 3.

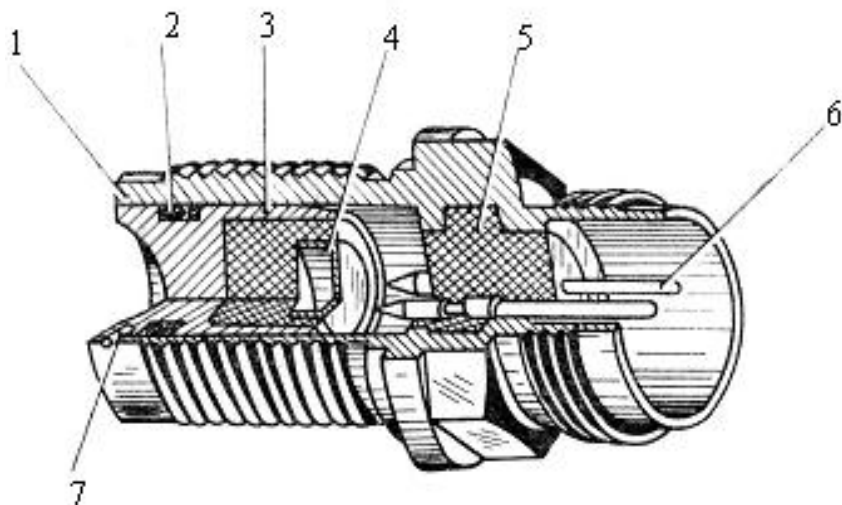


Рис. 38. Сигнализатор давления: 1 – корпус; 2 – кольцо; 3 – поршень; 4 – донышко; 5 – изолятор; 6 – контакт; 7 – штифт

На поршне имеются латунное доньшко 4, изолированное от поршня, и уплотнительное резинокфторопластовое 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.

Вопросы для самоконтроля по разделу 7.

1. С какой целью наряду с сигнализатором давления в ракете используется сигнализатор спада давления?
2. Как устроен сигнализатор давления?

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. 39. 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).

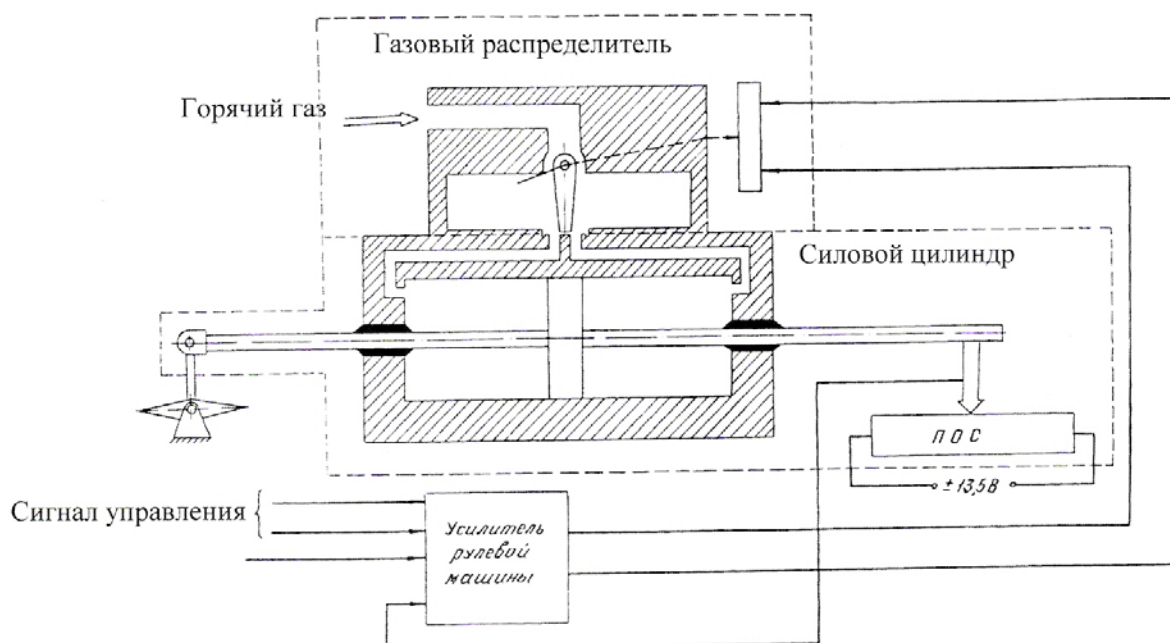


Рис. 39. Электрическая схема рулевого привода

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

Рулевою машина (рис. 40,41) 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 рулевою машины (РМ).

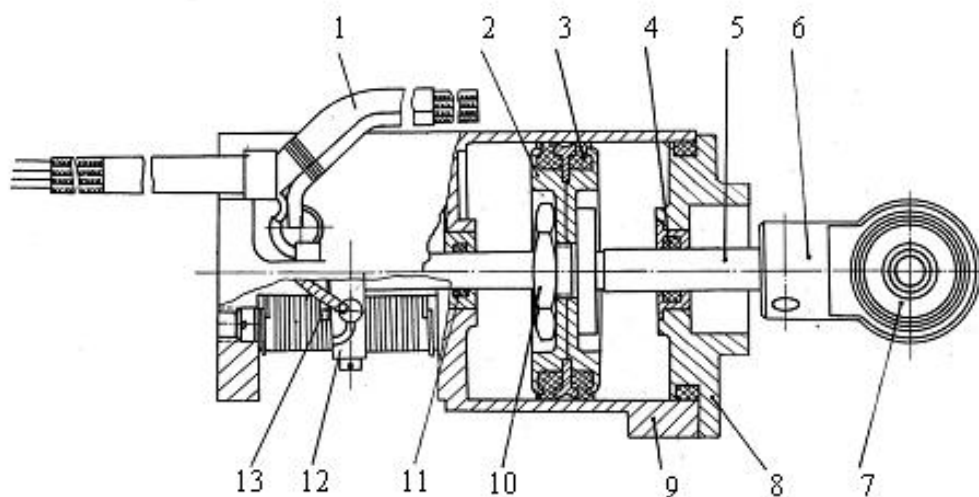


Рис. 40. Рулевая машина: 1 – электрожгут; 2 – диск; 3 – резиновая манжета; 4, 11 – уплотнительные кольца; 5 – шток; 6 – серьга; 7 – подшипник; 8 – крышка; 9 – корпус; 10 – гайка; 12 – потенциометр обратной связи; 13 – контактная пластина; 14 – движок потенциометра

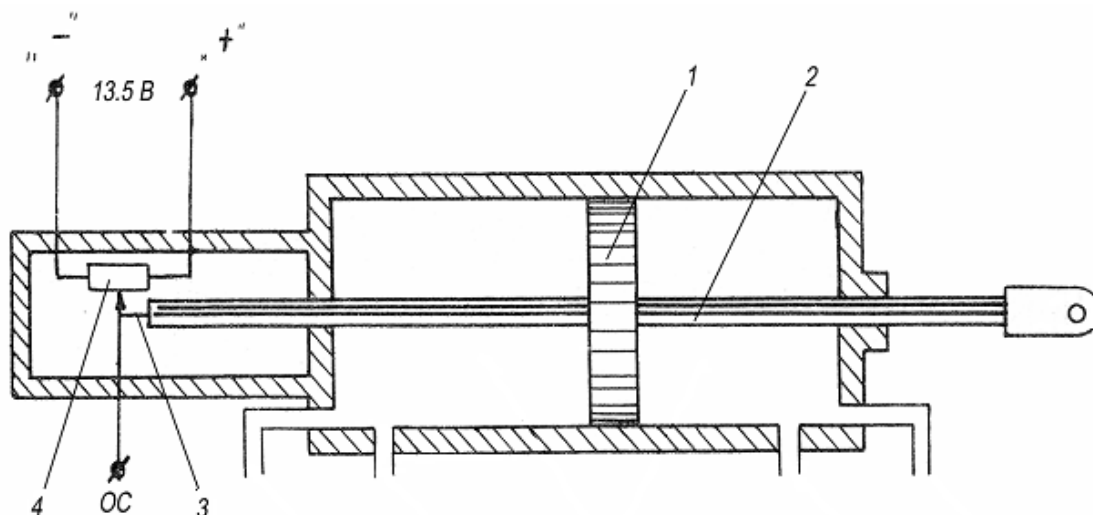


Рис. 41. Электрическая схема силового цилиндра: 1 – поршень; 2 – шток; 3 – токосъемник; 4 – потенциометр обратной связи

8.1. Газовый распределитель

Газовый распределитель (рис. 42) 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. 42).

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

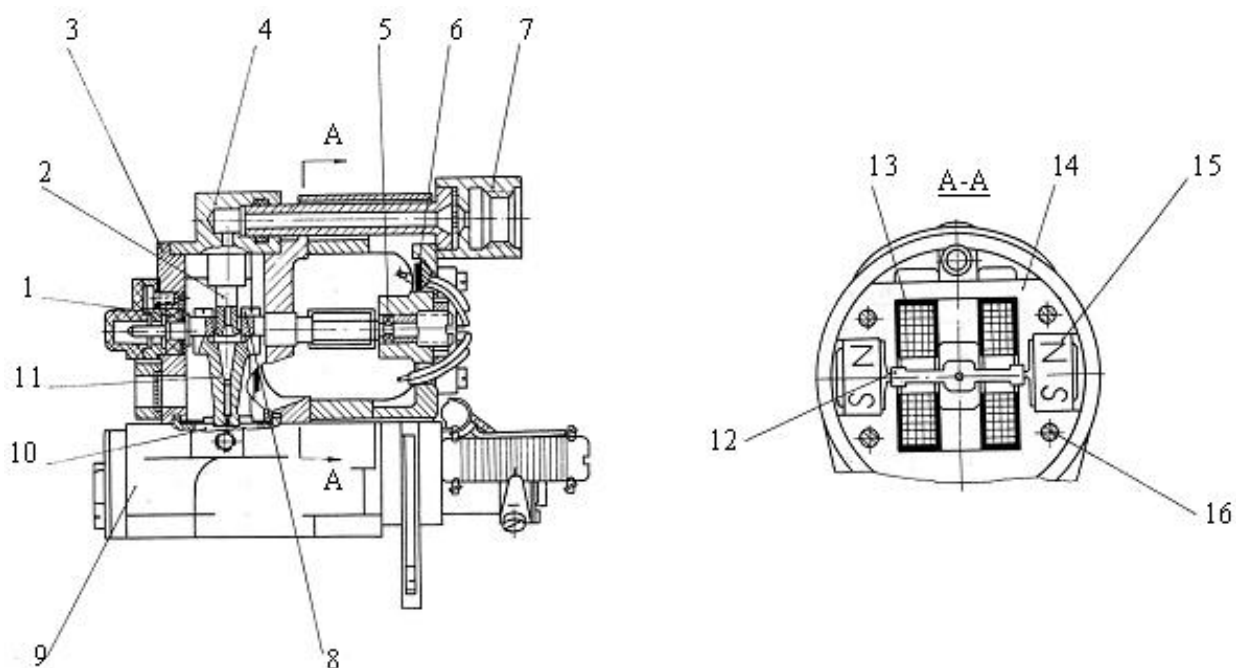


Рис. 42. Конструкция газового распределителя: 1,5 – подшипники; 2 – ниппель; 3 – корпус; 4,6 – фланцы; 7 – кронштейн; 8 – винт; 9 – кронштейн; 10 – приемная часть; 11 – сопло; 12 – якорь; 13 – катушка; 14 – магнитопровод; 15 – постоянный магнит; 16 – шпилька

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.

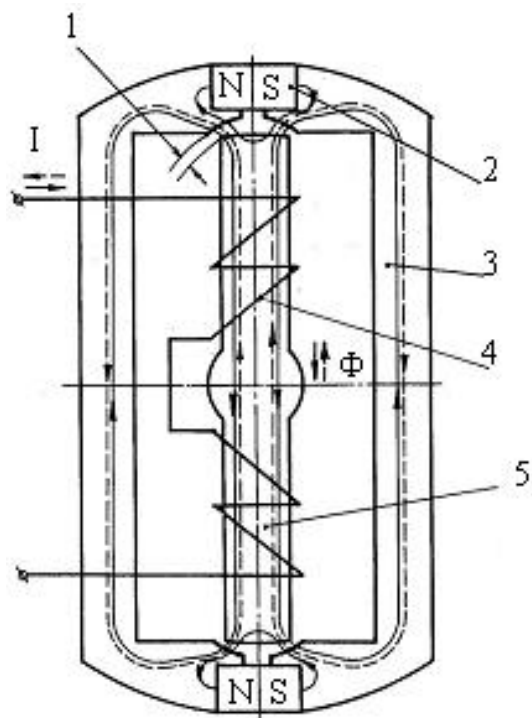


Рис. 43. Электромагнитное поляризованное устройство: 1 – рабочий зазор; 2 – постоянный магнит; 3 – магнитопровод; 4 – управляющая обмотка; 5 – якорь

В газовом распределителе для управления поворотом сопла применяется электромагнитное поляризованное поворотное устройство (рис. 43). 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 делаются также неодинаковыми, вследствие чего струя газа, вытекающая из сопла, создает в полостях силового цилиндра РМ перепад давлений.

Конструкция газового распределителя приведена на рис. 42. 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 9 . Путем сверления в кронштейне отверстия заглушки выведены на плоскость “А”, соприкасающуюся с плоскостью силового цилиндра. Заглушка имеет два щелевидных отверстия с перемычкой 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 максимальное.

8.2. Сигнализатор спада давления

Сигнализатор спада давления (рис. 44) 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 автопилота 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.

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

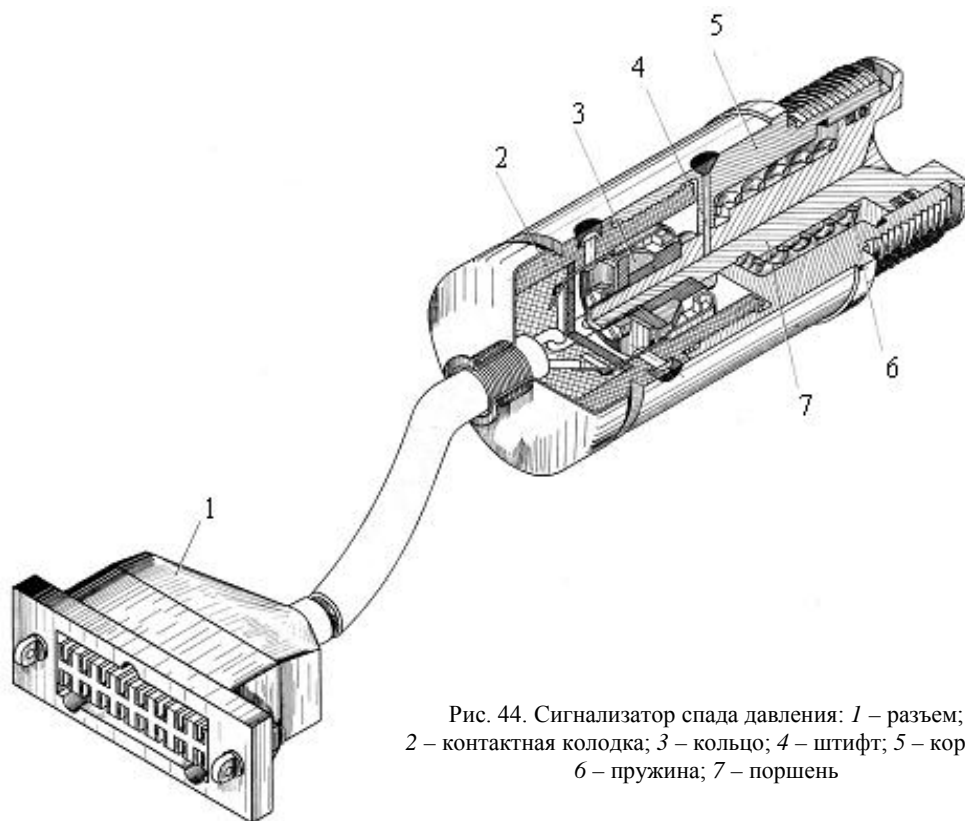


Рис. 44. Сигнализатор спада давления: 1 – разъем; 2 – контактная колодка; 3 – кольцо; 4 – штифт; 5 – корпус; 6 – пружина; 7 – поршень

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 пружинные контакты колодки 2. Для обеспечения надежности срабатывания контактная колодка имеет две пары контактов.

Вопросы для самоконтроля по разделу 8

1. Объясните работу рулевого привода.
2. Объясните устройство газового распределителя.
3. Из каких элементов состоит газодинамический привод рулей?
4. Назначение и устройство газового распределителя газодинамического привода рулей.
5. Зачем в рулевой машине используется потенциометр обратной связи?
6. Чем определяются полярность и величина сигнала, управляющего работой газового распределителя?
7. Какую функцию в газовом распределителе выполняет электромагнитное поляризованное реле?
8. Объясните принцип работы электромагнитного поляризованного реле.
9. С какой целью наряду с сигнализатором давления в ракете используется сигнализатор спада давления?
10. Как устроен сигнализатор спада давления?

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...35 В 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. 45). 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 имеются кронштейн 8, обеспечивающий фиксацию ТПК на ТЗМ при зарядании боевой машины, и пластина 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.

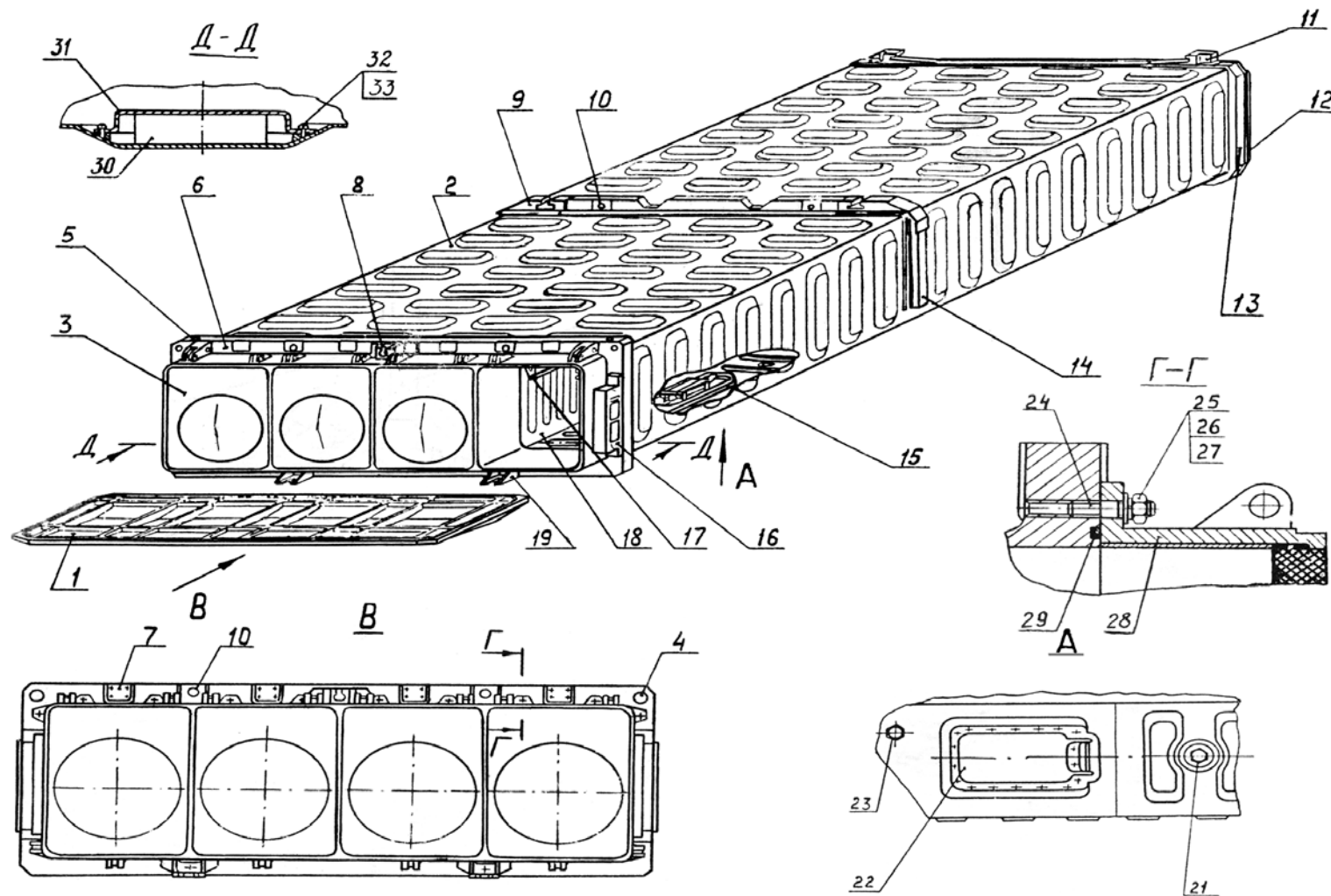


Рис. 45. Транспортно-пусковой контейнер: 1 – крышка передняя; 2 – корпус; 3 – крышка разрушающаяся; 4 – отверстие; 5 – гнездо; 6 – шпангоут передний; 7 – пластина; 8,19 – кронштейн; 9 – бугель передний; 10 – узел подъема; 11 – бугель задний; 12 – крышка задняя; 13 – шпангоут задний; 14 – шпангоут средний; 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.

Загрузка 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. 7). Поперечная фиксация ракеты осуществляется бугелями 9,11 (см. рис. 45), которые находятся в пазах кронштейнов на среднем и заднем шпангоутах.

Вопросы для самоконтроля по разделам 9-11

1. *Что представляет собой химический источник тока?*
2. *В каком состоянии могут находиться батареи постоянного тока на различных этапах функционирования?*
3. *Назначение электромашинного преобразователя тока.*
4. *Что входит в состав контура привода канала управления?*
5. *Как осуществляется фиксация ракеты в ТПК?*

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, запрашиваются от наземного источника (в случае продолжения ожидания более 5 с).

Режим “Пуск” (команда может пройти, начиная с 6,5 до 6,1 с 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. 12);

- 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 (+27 В);
- блок с учетом режима работы РВ выдает импульс срабатывания;
- формирование задержек командами КОС1-КОС4;
- подрыв БЧ.

В случае промаха (неполучение команды от РВ или нарушение 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 +27 В.

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. При нарушении 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. Перечислите состав комплекса.
3. Что размещается на базе боевой машины 9А331?
4. Дайте характеристику РЛС обнаружения.
5. Почему РЛС обнаружения является РЛС когерентно-импульсной.
6. Назначение телевизионно-оптического визира.
7. С какой целью как осуществляется обзор пространства РЛС обнаружения в вертикальной плоскости?
8. Как осуществляется опознавание государственной принадлежности цели?
9. Дайте характеристику РЛС наведения.
10. Фазированная антенная решётка (ФАР), что это?
11. Почему РЛС наведения является РЛС когерентно-импульсной доплеровского типа?
12. Перечислите функции, выполняемые станцией наведения.
13. Каковы особенности эксплуатации комплекса и режима работы бортовой аппаратуры?
14. Почему вероятность обнаружения зависших в воздухе вертолетов выше вероятности обнаружения находящихся на земле вертолеты с вращающимися винтами?
15. Что означает понятие “слепая скорость” в радиолокации?
16. Основные особенности зенитно-ракетного модуля 9М334.
17. Достоинства и недостатки аэродинамической схемы ракеты 9М331.
18. Объясните работу катапультирующего устройства.
19. Дайте общую информацию о ГТХ ракеты.
20. Что собой представляет первый отсек ракеты?
21. Что размещается во втором отсеке ракеты?
22. Назначение источников горячего газа, расположенных во втором отсеке ракеты.
23. Как горячий газ попадает в сопло руля?
24. Объясните работу пружинного механизма стопорения рулей.
25. Что расположено в третьем отсеке ракеты?
26. Перечислите состав блока аппаратуры.
27. Как и когда производится установка литерных частот ракеты?
28. Состав и назначение элементов РДТТ.
29. Как удерживаются крылья в сложенном положении и как и когда раскрываются?
30. С какой целью крыльевой блок устанавливается на подшипнике?
31. Как осуществляется переключение ракеты на бортовое питание?
32. Порядок работы катапультирующего устройства.
33. Назовите последовательность функционирования элементов ракеты при катапультировании.
34. Что происходит с ракетой непосредственно после выхода ее из ТПК?
35. Как снаряжается модуль 9М334?
36. Характерные этапы полета ракеты.
37. Как осуществляется разворот ракеты по азимуту в направлении цели?
38. Перечислите предполетные режимы работы бортового оборудования.
39. Что делается в режиме «Ожидание»?
40. Какие операции осуществляются в режиме «Подготовка»?
41. Какие операции осуществляются по команде «Пуск»?
42. Когда выдается команда на пуск ракеты?

43. Какие операции с ракетой осуществляются в процессе работы катапультирующего устройства?»?
44. Когда выдается команда на разнулевание рулевых машин?
45. Как формируется управляющий сигнал на рулевые машины после старта ракеты?
46. Как происходит расстопорение рулей?
47. Как управляется ракета на участке склонения?
48. Когда и как запускается двигатель ракеты?
49. Почему углы отклонения рулей ограничены в начальной фазе полета ракеты?
50. Когда выдается команда на переключение ограничения углов отклонения рулей?
51. Как определяется положение ракеты по угловым координатам?
52. Когда и как передаются на борт ракеты команды СПК?
53. Какие команды передает аппаратура радиуправления и радиовизирования, расположенная на ракете?
54. В чем суть передачи уровней команд управления (K_1 , K_2) фазоимпульсным методом?
55. Чем определяется временной интервал «Такт»?
56. Когда подается команда КУВ?
57. Когда подается команда КВ?
58. Назначение ПИМ.
59. Как и когда осуществляется самоликвидация ракеты?
60. Перечислите основные участки траектории полета ракеты?
61. Как рули ракеты ориентированы в полете?
62. Как вырабатываются команды на повороты рулей при углах крена $\gamma = 0$ и $\gamma \neq 0$?
63. В чем суть трехточечного метода наведения?
64. В чем суть метода наведения «половинное спрямление»?
65. Достоинства и недостатки методов «три точки» и «половинного спрямления»?
66. Особенности наведения ракеты при работе по низколетящей цели?
67. Как исключается возможность задевания ракетой земной поверхности и ложного срабатывания радиовзрывателя от отраженных от нее сигналов?
68. Что такое кинематическое звено?
69. Какими обратными связями охвачена ракета как объект регулирования?
70. Что должна делать бортовая радиоаппаратура управления?
71. Какие функции выполняет бортовая аппаратура радиуправления (БРУ)?
72. Какие команды передает станция передачи команд (СПК)?
73. Какие задачи решает бортовая радиоаппаратура управления, выполняя команды СПК?
74. Перечислите основные блоки бортовой аппаратуры.
75. Почему для работы БРУ используются разные напряжения электропитания?
76. В чем смысл использования уровней логическая «1» или логический «0»?
77. Как функционирует БРУ в режиме «Подготовка» по цепи «Запись»?
78. Как функционирует БРУ в режиме «Ожидание»?
79. Как функционирует БРУ в режиме «Пуск»?
80. Какие функции выполняет станция визирования ракеты (СВР)?
81. Назначение и режимы работы ответчика бортовой радиоаппаратуры.
82. Каким образом в БРУ определяется одна из двух приемных антенн в полете?
83. Что значит синхронный и асинхронный режимы работы элементов БРУ?
84. Когда выдается команда «Управление»?
85. Какие сигналы выдает БРУ во время полета?
86. Как работает БРУ в случае нарушения радиолинии?
87. Когда выдается команда на самоликвидацию ракеты?
88. Назначение блока команд. Как формируются команды?
89. Какие функции выполняет автопилот?
90. Что входит в состав автопилота?
91. Почему в составе автопилота два датчика линейных ускорений, три датчика угловых ускорений и три свободных гироскопа?
92. Каким образом предотвращается потеря динамической устойчивости ракеты после выхода из ТПК на вертикальном участке полета?
93. Какова ориентация аэродинамических плоскостей (рулей и крыльев) ракеты в полете?
94. Как формируются команды управления на участке склонения?

95. Как реализуются команды управления на участке склонения?
96. Каким образом производится снятие ограничения на угол поворота рулей на начальной части участка склонения?
97. Функции автопилота в режиме управления.
98. В какой системе координат формируются команды управления ракетой?
99. Как осуществляется стабилизация ракеты по крену?
100. Что такое динамическая траектория?
101. Что такое кинематическая траектория?
102. В чем сущность наведения ракеты на цель?
103. Что такое динамическая ошибка?
104. Назначение свободных гироскопов.
105. Устройство свободного гироскопа.
106. Почему максимальный угол поворота внутренней рамки гироскопа ограничен?
107. Назначение датчика углового ускорения.
108. Принцип работы датчика углового ускорения.
109. Назначение и устройство датчика линейных ускорений в автопилоте.
110. Какие функции возложены на радиовзрыватель?
111. Когда и по какой команде радиовзрыватель начинает облучать цель?
112. Как формируется команда подрыва боевой части?
113. Перечислите конструктивные решения, обеспечивающие накрытие цели потоком поражающих элементов в различных условиях встречи ракеты с целью.
114. В каких режимах работает радиовзрыватель?
115. Порядок работы радиовзрывателя.
116. Составные части радиовзрывателя и их назначение.
117. Из каких основных элементов состоит передатчик РВ?
118. Для чего необходим магнетрон и как он работает?
119. Составные части приемника радиовзрывателя и их назначение.
120. Какие функции выполняет блок обработки информации приемного устройства радиовзрывателя?
121. Откуда поступают импульсы на счетчик блока обработки информации приемного устройства радиовзрывателя?
122. Как Вы понимаете фразу «совпадении во времени стробирующих и видеоимпульсов на каскаде совпадения»?
123. Зачем в радиовзрывателе предусмотрена программная регулировка чувствительности и цепочка загрубления?
124. За счет чего достигается максимальная эффективность действия боевой части в районе цели?
125. Чем определяется область срабатывания радиовзрывателя?
126. Как достигается согласование области срабатывания радиовзрывателя с зоной разлета осколков?
127. Каким образом достигается повышение помехоустойчивости РВ?
128. Каково назначение предохранительно-исполнительного механизма (ПИМ)?
129. Какие функции выполняет ПИМ?
130. Когда и по какой команде ПИМ включается в работу?
131. Перечислите условия, при которых в ПИМе снимаются ступени предохранения.
132. Каким образом снимается первая ступень предохранения в ПИМе?
133. Как снимается вторая ступень предохранения в ПИМе?
134. Как снимается третья ступень предохранения в ПИМе?
135. В каких случаях срабатывает ПИМ?
136. Назовите условия, необходимые и достаточные для поражения цели.
137. Перечислите конструктивные решения, обеспечивающие накрытие цели потоком поражающих элементов в различных условиях встречи ракеты с целью.
138. Как построить зону поражения какой либо цели?
139. Дайте характеристику двигателя ракеты.
140. Подсчитайте тягу двигателя на стартовом и маршевом режимах работы.
141. Перечислите основные элементы, из которых состоит двигатель ракеты.
142. Каким образом обеспечивается двухрежимность двигателя?
143. Как и по какой команде запускается двухрежимный РДТТ?

144. *Каким образом обеспечивается независимость параметров работы двигателя от температуры окружающей среды?*
145. *Нарисуйте кривую изменения давления в камере двигателя во времени.*
146. *Как герметизируется двигатель?*
147. *Как осуществляется скрепление заряда с корпусом?*
148. *Как обеспечивается требуемое напряженно-деформированное состояние заряда?*
149. *Что собой представляет воспламенитель заряда?*
150. *Как устроен пиропатрон и как он работает?*
151. *С какой целью наряду с сигнализатором давления в ракете используется сигнализатор спада давления?*
152. *Как устроен сигнализатор давления?*
153. *Объясните работу рулевого привода.*
154. *Объясните устройство газового распределителя.*
155. *Из каких элементов состоит газодинамический привод рулей?*
156. *Назначение и устройство газового распределителя газодинамического привода рулей.*
157. *Зачем в рулевой машине используется потенциометр обратной связи?*
158. *Чем определяются полярность и величина сигнала, управляющего работой газового распределителя?*
159. *Какую функцию в газовом распределителе выполняет электромагнитное поляризованное реле?*
160. *Объясните принцип работы электромагнитного поляризованного реле.*
161. *Как устроен сигнализатор спада давления?*
162. *Что представляет собой химический источник тока?*
163. *В каком состоянии могут находиться батареи постоянного тока на различных этапах функционирования?*
164. *Назначение электромашиного преобразователя тока.*
165. *Что входит в состав контура привода канала управления?*
166. *Как осуществляется фиксация ракеты в ТПК?*

14. КОММЕНТАРИИ К ТЕКСТУ И НЕКОТОРЫМ ВОПРОСАМ

1. К вопросам о работе РЛС (вопросы 4 - 15)

Физической основой радиолокации является рассеяние радиоволн объектами, отличающимися своими электрическими характеристиками от соответствующих характеристик окружающей среды при их облучении. Причем интенсивность рассеяния или отражения радиоволн (РВ) (интенсивность вторичного поля) зависит от степени отличия электрических характеристик объекта и среды, от формы объекта, от соотношения его размеров и длины волны, от поляризации РВ.

Результирующее вторичное электромагнитное поле состоит из поля отражения, распространяющегося в сторону облучающего первичного поля, и теневого поля, распространяющегося за объект (в ту же сторону, что и первичное поле).

С помощью приемной антенны и приемного устройства можно принять часть рассеянного сигнала, преобразовать и усилить его для последующего обнаружения. Таким образом, простейшая РЛС может состоять из передатчика, формирующего и генерирующего радиосигналы, передающей антенны, излучающей эти радиосигналы, приемной антенны, принимающей отраженные сигналы, радиоприемника, усиливающего и преобразующего сигналы, и, наконец, выходного устройства, обнаруживающего отраженные сигналы.

Как правило, амплитуда (или мощность) принимаемого сигнала мала, а сам сигнал имеет случайный характер. Малая мощность сигнала объясняется большим расстоянием до объекта (цели) и поглощением энергии сигнала при его распространении с одной стороны, и размерами целей – с другой. Случайный характер сигнала является следствием флуктуации отраженного сигнала за счет случайного перемещения элементов цели сложной формы при отражении РВ, хаотических изменений амплитуды сигнала при распространении и ряда других факторов. В результате принимаемый сигнал по виду, интенсивности и характеру изменения похож в приемном тракте на шумы и помехи.

Поэтому первой и основной задачей РЛС является обнаружение полезного радиосигнала, т.е. вынесение решения о присутствии полезного сигнала в поступающей на вход приемного тракта смеси полезного сигнала с помехами. Эта статистическая задача решается входящим в радиолокационное устройство специальным устройством – обнаружителем, в котором стараются использовать алгоритм оптимального (наилучшего) обнаружения. Качество процесса обнаружения характеризуют вероятностью правильного обнаружения, когда присутствующий во входной реализации сигнал обнаруживается, и вероятностью ложной тревоги, когда за полезный сигнал принимается помеха, а сам сигнал отсутствует.

Большинство параметров принимаемого сигнала априори неизвестны, поэтому при обнаружении приходится осуществлять поиск нужного параметра радиосигнала, отличающего его от сопутствующих шумов и помех.

3. Классификация радиолокационных станций [18]

РЛС классифицируют по следующим признакам:

- происхождению радиосигнала, принимаемого приемником РЛС (активные РЛС (с активным и пассивным ответом), полуактивные и пассивные РЛС);
- используемому диапазону РВ (РЛС декаметрового, метрового, дециметрового, сантиметрового и миллиметрового диапазонов);
- виду зондирующего сигнала (РЛС с непрерывным (немодулированным или частотно-модулированным) и импульсным (некогерентным, когерентно-импульсным с большой и малой скважностью, с внутриимпульсной частотной или фазовой модуляцией) излучением);
- числу применяемых каналов излучения и приема сигналов (одноканальные и многоканальные с частотным или пространственным разделением каналов);
- числу и виду измеряемых координат (одно-, двух- и трехкоординатные);
- способу измерения, отображения и съема координат объекта;
- месту установки РЛС (наземные, корабельные, самолетные, спутниковые).

4. Принцип действия простейшей радиолокационной станции

Количество одновременно обнаруживаемых и сопровождаемых целей определяется быстродействием систем получения и обработки информации о них. Устройство радиолокационной станции базируется на трех компонентах: передатчике, антенне и приёмнике.

Передатчик (передающее устройство) является источником электромагнитного сигнала высокой мощности. Он может представлять собой мощный **импульсный генератор**. Для импульсных РЛС сантиметрового диапазона – обычно **магнетрон** или импульсный генератор. Передатчик работает, как правило, в импульсном режиме, формируя повторяющиеся короткие мощные электромагнитные импульсы.

Короткие зондирующие импульсы через **антенну** излучаются в пространство.

Антенна (радиолокатор) выполняет фокусировку сигнала передатчика и формирование **диаграммы направленности**, а также приём отражённого от цели сигнала и передачу этого сигнала в приёмник. Если передача и приём совмещены в одной антенне, то эти действия выполняются **поочерёдно**, а чтобы мощный сигнал, просачивающийся от передающего передатчика в приёмник, не ослепил приёмник слабого эха, перед приёмником размещают специальное устройство, закрывающее вход приёмника в момент излучения зондирующего сигнала.

Приёмник (приёмное устройство) обеспечивает прием, обработку и выделение информации из принятого сигнала.

Таким образом, радиолокатор служит для обнаружения целей, освещая их электромагнитной волной и затем принимая отражения (эхо) этой волны от цели. Поскольку скорость электромагнитных волн постоянна (**скорость света**), становится возможным определить расстояние до цели, основываясь на измерении различных параметров распространения сигнала.

При наличии на пути распространения радиоволн объекта (цели) часть электромагнитной энергии отражается обратно в сторону РЛС. Отраженный сигнал через антенну поступает в приёмник, усиливается и поступает в выходное устройство для индикации и (или) обработки (обнаружитель, измерители).

5. **Магнетрон** [19] – многорезонаторный прибор для генерации электромагнитных колебаний СВЧ, основанный на взаимодействии электронов, движущихся в магнитном поле по криволинейным траекториям с возбуждаемым электромагнитным полем. Анод магнетрона – массивный

полый цилиндр, во внутренней части которого вырезаны объёмные резонаторы со щелями, выходящими на внутреннюю поверхность цилиндра (рис. 46). По оси цилиндра расположен катод. Под действием магнитного поля, направленного вдоль оси цилиндра, траектория электронов, вылетающих с катода, искривляется. Когда в резонаторах возбуждаются колебания, то около щелей возникает переменное электрическое поле. Под воздействием СВЧ-поля и скрещенных статических электрических и магнитных полей вылетающие с катода электроны образуют сгустки («спицы», рис. 46).

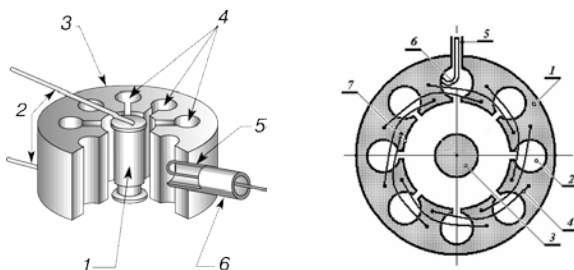


Рис. 46. 1 – катод; 2,6 – выводы; 3 – анодный блок; 4 – резонаторы; 5 – петля связи

Электроны в сгустках при взаимодействии с тормозящим СВЧ-полем отдают полю потенциальную энергию и приближаются к аноду. На анод они попадают, отдав электромагнитному полю почти всю энергию, что обуславливает высокий (до 90%) КПД. Магнетроны способны генерировать колебания вплоть до миллиметрового диапазона электромагнитных волн и отдавать мощности до тысяч киловатт в импульсном режиме.

Магнетрон разрабатывался как мощный генератор электромагнитных колебаний СВЧ-диапазона для использования в системах РЛС.

6. Фазированная антенная решётка (ФАР) – антенна, формируемая группой антенных излучателей, в которых относительные фазы сигналов изменяются комплексно так, что эффективное излучение антенны усиливается в каком-то одном, желаемом направлении и подавляется во всех остальных направлениях.

Управление фазами (фазирование) позволяет:

- формировать необходимую диаграмму направленности (ДН) антенны (например, остро-направленную ДН типа луч);
- изменять направление луча неподвижной антенны, таким образом осуществляя быстрое (в ряде случаев практически безынерционное) сканирование – качание луча;
- управлять в определённых пределах формой ДН – изменять ширину луча, интенсивность (уровни) боковых лепестков и т.п.

В итоге РЛС состоит из ФАР, синтезатора-синхронизатора, аналогового процессора (приёмника), цифрового процессора и устройства отображения информации.

7. Импульсные радары – современные радары сопровождения. Импульсный радар [20] передаёт излучающий сигнал только в течение очень короткого времени, коротким импульсом (обычно приблизительно микросекунда), после чего переходит в режим приёма и слушает эхо, отражённое от цели, в то время как излучённый импульс распространяется в пространстве.

Поскольку импульс уходит далеко от радара с постоянной скоростью, между временем, прошедшим с момента посылки импульса до момента получения эхо-ответа, и расстоянием до цели существует прямая зависимость. Следующий импульс можно послать только через некоторое время, а именно после того как он придёт обратно (это зависит от дальности обнаружения радара, мощности передатчика, усиления антенны, чувствительности приёмника).

Одной из основных проблем импульсных РЛС является избавление от сигнала, отражающегося от неподвижных объектов: земной поверхности, высоких холмов и т.п. Если, к примеру, самолёт находится на фоне высокого холма, отражённый сигнал от этого холма полностью перекроет сигнал от самолёта. Для наземных РЛС эта проблема проявляется при работе с **низколетящими объектами**. Для бортовых импульсных РЛС она выражается в том, что отражение от земной поверхности затеняет все объекты, лежащие ниже самолёта с радиолокатором.

Методы устранения помех используют, так или иначе, **эффект Доплера** (частота волны, отражённой от приближающегося объекта, увеличивается, от уходящего объекта – уменьшается).

Радар с селекцией движущихся целей (СДЦ) может обнаруживать цель в помехах: он сравнивает отражения более чем от двух или больше интервалов повторения импульса. Любая цель, которая движется относительно радара, производит изменение в параметре сигнала (стадия в последовательном СДЦ), тогда как помехи остаются неизменными. Устранение помех происходит путём вычитания отражений из двух последовательных интервалов. На практике устранение помех может быть осуществлено алгоритмами в программном обеспечении.

Неустранимым недостатком СДЦ, работающих с постоянной ЧПИ, является невозможность обнаружения целей со специфическими круговыми скоростями (целей, которые производят изменения фаз точно в 360°). Скорость, при которой цель становится невидимой для радиолокатора, зависит от рабочей частоты станции и от ЧПИ. Для устранения недостатка современные СДЦ излучают несколько импульсов с различными ЧПИ. ЧПИ подбираются таким образом, чтобы число «слепых» скоростей было минимальным.

Импульсно-доплеровские РЛС, в отличие от РЛС с СДЦ, используют другой, более сложный способ избавления от помех. Принятый сигнал, содержащий информацию о целях и помехах, передаётся на вход блока фильтров Доплера. Каждый из фильтров пропускает сигнал определённой частоты. На выходе из фильтров вычисляются производные от сигналов. Способ помогает находить цели с заданными скоростями, может быть реализован аппаратно или программно, не позволяет (без модификаций) определить расстояния до целей. Для определения расстояний до целей можно разделить интервал повторения импульса на отрезки (называемые отрезками дальности) и подавать сигнал на вход блока фильтров Доплера в течение данного отрезка дальности. Вычислить расстояние удаётся только при многократных повторениях импульсов на разных частотах (цель появляется на различных отрезках дальности при разных ЧПИ).

Важное свойство импульсно-доплеровских РЛС – **когерентность сигнала** – фазовая зависимость отправленных и полученных (отражённых) сигналов.

Импульсно-доплеровские РЛС, в отличие от РЛС с СДЦ, чаще обнаруживают низколетящие цели.

8. **Когерентность** – согласованное протекание во времени и в пространстве нескольких колебательных или волновых процессов, проявляющееся при их сложении. Колебания называются когерентными, если разность их фаз остаётся постоянной (или закономерно изменяется) во времени и при сложении колебаний определяет амплитуду суммарного колебания.

9. **Внутриимпульсная модуляция (частотная или фазовая)**. **Модуляцией** называется физический процесс управления несущими колебаниями.

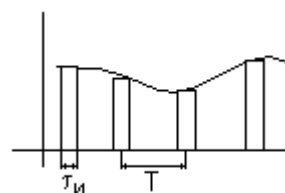
Виды модуляции (амплитудная, частотная, фазовая) характеризуются:

- глубиной амплитудной модуляции – максимальным относительным отклонением амплитуды от среднего;
- девиацией частоты – максимальным отклонением частоты как при частотной, так и при фазовой модуляции;
- индексом угловой модуляции – максимальным изменением фазы.

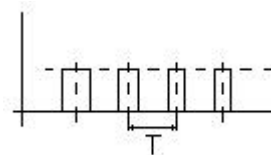
Для неискаженной передачи сообщения необходимо, чтобы ширина спектра сообщения была мала по сравнению с несущей, а для этого необходимо, чтобы относительное изменение модулирующей функции было малым за один период несущего колебания.

В импульсной модуляции в качестве носителя управляющих сигналов используется последовательность прямоугольных импульсов. При радиосигналах эта последовательность наносится на высокочастотное колебание (двойная модуляция).

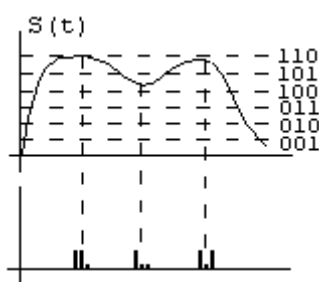
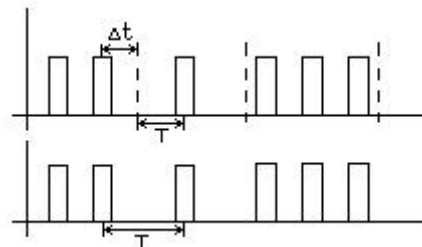
Амплитудно-импульсная модуляция (АИМ), когда по закону управляющего сигнала изменяется приращение амплитуды импульсов.



Модуляция по длительности импульсов (ДИМ), когда по закону управляющего сигнала меняется длительность импульса. Иногда этот вид модуляции называется широтно-импульсной модуляцией (ШИМ).

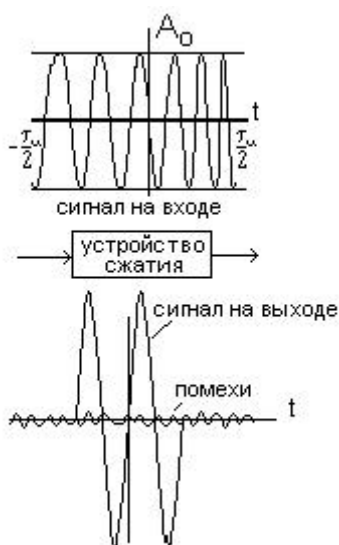


Временная импульсная модуляция (ВИМ), когда по закону управляющего сигнала происходит смещение импульсов по временной оси (может быть фазовой (ФИМ) или частотной (ЧИМ)).



Кодово-импульсная модуляция (цифровая). Каждому уровню сигнала (квантованному) приписывается определенный номер (код) обычно в двоичной системе. Вместо передачи величины сигнала $s(t)$ в моменты отсчета функции $s(t)$ передается число (в виде комбинации узких импульсов), соответствующее номеру уровня сигнала в данный момент.

Широкое распространение в радиолокации получили сигналы с внутриимпульсной частотной модуляцией. Чаще всего используется линейное нарастание частоты от начала к его концу.



Практическая значимость линейно-частотно-модулированных (ЛЧМ) сигналов заключается в возможности существенного сжатия сигнала при приеме с увеличением его амплитуды над уровнем помех.

Это достигается устройством задержки с временем задержки, уменьшающимся с ростом частоты сигнала. При этом на выходе будет происходить сложение низкочастотных колебаний, относящихся к началу импульса, и более высокочастотных, наблюдаемых в его конце

10. **К вопросу 15. Слепая скорость** – радиальная скорость перемещения объекта радиолокационного наблюдения, при которой доплеровский сдвиг частоты отражённого от объекта сигнала равен или кратен частоте повторения излучаемых РЛС импульсов, что исключает возможность измерения радиолокационной станцией скорости объекта.

Радиолокаторы, как правило, работают на принципе приема отраженной волны. Активные радиолокаторы в пассивном режиме работы фиксируют все предметы, отражающие волны: гроззовые облака и скопления птиц. Но это позволяет и лучше знать воздушную обстановку. Точность радиолокаторов по дальности не хуже 150 м. Мерой времени в РЛС является 1 мкс. За 1 мкс луч РЛС проходит 300 м. $S = c \cdot t = (3 \cdot 10^8) \cdot (10^{-6}) = 3 \cdot 10^2 = 300$ м. По времени запаздывания отраженного сигнала определяется дальность (рис. 47):

$$D = c \cdot t_{\text{зап}} / 2 = (3 \cdot 10^8) \cdot 10^{-6} / 2 = 150 \text{ м}$$

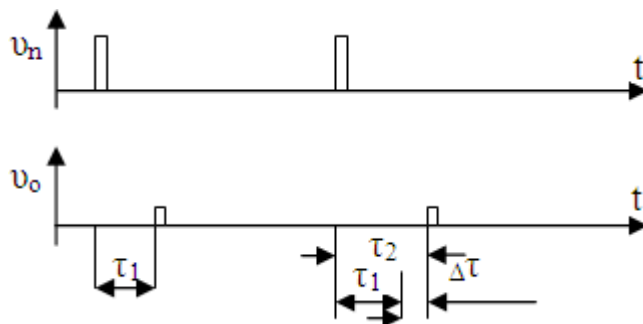


Рис. 47. Время запаздывания отраженного сигнала

По накоплению временных изменений отраженного сигнала на экране РЛС оператор определяет изменение удаления цели от антенны радиолокационной станции. Подобный эффект лежит в основе принципа Доплера, которая используется в режиме работы РЛС – СДЦ (СПЦ), то есть селекции движущихся целей (селекция подвижных целей). Данный режим используется для выделения целей на фоне пассивных помех. Однако у него есть и недостатки. Дальность работы РЛС в СДЦ составляет 60...75% от пассива. Существенным недостатком СДЦ является проявление «слепых скоростей». Это скорости полета, при которых летательный аппарат (ЛА) перемещается в пространстве за время посылки. Фазовый сдвиг доплеровской частоты будет постоянным, когда ЛА перемещается за время между посылками импульсов, равное прохождению полуволны и кратное величине K (рис. 48).

$$S = K \cdot \lambda / 2,$$

где $K = 1, 2 \dots$ определит первую, вторую ... пятую «слепые скорости».

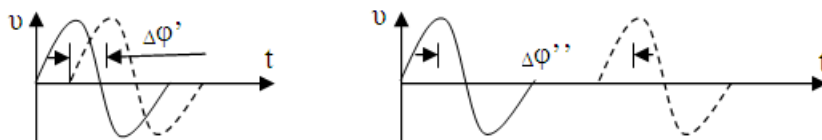


Рис. 48. Фазовый сдвиг доплеровской частоты

В общем случае – значение «слепые скорости» может быть определено из следующего соотношения $W_{\text{сл}} = 0,018 K \cdot \lambda \cdot F_n$, где 0,018 – постоянный коэффициент, F_n – количество импульсов в секунду.

Синхронность движения развертки электронного луча на экране РЛС с вращением антенны достигается совпадением механической и электрической частей через сельсин-датчики антенны и сельсин-приемники усилителя сигналов преобразующей аппаратуры. Точность механической части лучших РЛС – как отечественных, так и зарубежных – достигает 0,1°, а разрешающая способность по ширине диаграммы направленности излучения антенны – 0,5°.

11. **К вопросу 27. Литерная частота** – частота приёмника и передатчика, устанавливаемая на ракете ключом с целью повышения помехозащищенности линий связи.

12. **К вопросу 29. Торсион** – пружина в виде вала, работающего на кручение.

13. **К вопросу 69. Обратная связь. Положительная и отрицательная обратная связь.** Любая система может быть представлена как черный ящик. Концепция **обратной связи** (рис. 49) предполагает, что изменение выходного сигнала одного черного ящика через некоторую передаточную функцию второго черного ящика передается на вход первого. Как один из вариантов реализации – весь выходной сигнал первого черного ящика подается (добавляется, вычитается, мультиплицирует, делит и т.д.) на его же вход. Весь сигнал – это тоже всего лишь изменение сигнала по отношению к нулевому уровню выхода.

Под **отрицательной обратной связью** понимают такую обратную связь, при которой изменение выходного сигнала передается на вход черного ящика таким образом, чтобы подавить (компенсировать) это изменение. То есть отрицательная обратная связь "держит" выходной параметр неизменным. Очень важными параметрами обратной связи, даже при правильном выборе передаточной функции, являются:

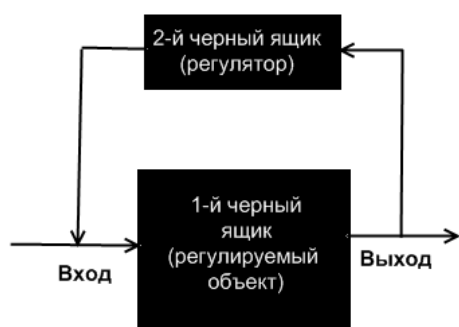


Рис. 49. Концепция обратной связи

– скорость реакции на изменение выходного сигнала (временная задержка). Если этот параметр выбран неверно, то либо система входит в режим автоколебаний (слишком маленькое время реакции), либо регулирование не успевает за процессом (слишком большое время реакции);

– чувствительность системы к изменению выходного сигнала. Если этот параметр выбран неверно, то либо система входит в режим автоколебаний (слишком высокая чувствительность), либо регулирование не успевает за процессом (слишком низкая чувствительность);

– предусмотренная возможность изменения параметров передаточной функции для задач, в которых требуется еще и внешнее регулирование уровня выходного сигнала (управление выходом).

Под **положительной обратной связью** (ПОС) понимают такую обратную связь, при которой изменение выходного сигнала передается на вход черного ящика таким образом, чтобы усилить (увеличить) это изменение. То есть положительная обратная связь "разгоняет" изменение выходного параметра. Из практических общинженерных применений ПОС следует выделить использование выходного сигнала с временной задержкой для возбуждения системы. Огромное количество электротехнических решений (усилители, автоколебательные системы, генераторы сигналов) базируется именно на явлении ПОС.

14. **К вопросу 83. Асинхронный и синхронный режимы работы элементов БРУ.**

При обмене данными между узлами сети используются три метода передачи данных:

- симплексная (однаправленная) передача (телевидение, радио);
- полудуплексная (прием и передача информации осуществляются поочередно);
- дуплексная (двунаправленная), каждая станция одновременно передает и принимает данные.

Для передачи данных в сетях наиболее часто применяется последовательная передача. Широко используются следующие методы последовательной передачи: асинхронная и синхронная.

При асинхронной передаче каждый символ передается отдельной посылкой (рис. 50). Стартовые биты предупреждают приемник о начале передачи. Затем передается символ. Для определения достоверности передачи используется бит четности (бит четности = 1, если количество единиц в символе нечетно, и 0 в противном случае). Последний бит – «стопбит» сигнализирует об окончании передачи.

Преимущества – несложная отработанная система, недорогое (по сравнению с синхронным) интерфейсное оборудование.

Недостатки асинхронной передачи: третья часть пропускной способности теряется на передачу служебных битов (старт/стоповых и бита четности); невысокая скорость передачи по сравнению с синхронной; при множественной ошибке с помощью бита четности невозможно определить достоверность полученной информации.

Асинхронная передача используется в системах, в которых обмен данными происходит время от времени и не требуется высокая скорость передачи данных. Некоторые системы используют бит четности как символьный бит, а контроль информации выполняется на уровне протоколов обмена данными.



Рис. 50. Асинхронная передача данных

При использовании синхронного метода данные передаются блоками (рис. 51). Для синхронизации работы приемника и передатчика в начале блока передаются биты синхронизации. Затем передаются данные, код обнаружения ошибки и символ окончания передачи. При синхронной передаче данные могут передаваться и как символы, и как поток битов. В качестве кода обнаружения ошибки обычно используется циклический избыточный код обнаружения ошибок (CRC). Он вычисляется по содержимому поля данных и позволяет однозначно определить достоверность принятой информации.

Преимущества синхронного метода передачи информации: высокая эффективность передачи данных; высокие скорости передачи данных; надежный встроенный механизм обнаружения ошибок.

Недостатки – интерфейсное оборудование более сложное и соответственно более дорогое.



Рис. 51. Синхронная передача данных

14. К вопросу 90. О составе автопилота

Два датчика линейных ускорений служат для измерения линейных ускорений и выработки сигнала в виде напряжения постоянного тока, величина которого пропорциональна линейному ускорению, действующему в направлении измерительной оси.

Три датчика угловых ускорений служат для измерения угловых ускорений ракеты относительно связанной системы координат.

Три свободных гироскопа служат для определения трех углов (курса – ϕ , тангажа – θ и крена – γ) относительно стартовой системы координат.

Библиографический список

1. Афонин, П.М. Беспилотные летательные аппараты / П.М. Афонин [и др.]. М.: Машиностроение, 1967. 439 с.
2. Голубев, И.С. Конструкция и проектирование летательных аппаратов / И.С. Голубев [и др.]. М.: Машиностроение, 1995. 448 с.
3. Демидов, В.П. Управление зенитными ракетами / В.П. Демидов, Н.Ш. Кутыев. М.: Воениздат, 1989. 336 с.
4. Карпенко, А.В. Российское ракетное оружие 1943 – 1993: Справочник / А.В. Карпенко. СПб.: ПИКА, 1993. 180 с.

5. *Латухин, А.Н.* Боевые управляемые ракеты / А.Н. Латухин. М.: Воениздат, 1978. 159 с.
6. *Куркоткин, В.И.* Самонаведение ракет / В.И. Куркоткин, В.Г. Стрелков. М.: Воениздат, 1963. 90 с.
7. *Лебедев, А.А.* Динамика полета беспилотных летательных аппаратов / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.
8. *Малыгин, А.С.* Управление огнем зенитных ракетных комплексов / А.С. Малыгин. М.: Воениздат, 1978. 140 с.
9. *Неупокоев, Ф.К.* Стрельба зенитными ракетами / Ф.К. Неупокоев. М.: Воениздат, 1978. 294 с.
10. *Одинцов, В.* Боевые части зенитных управляемых ракет / В. Одинцов // Техника и вооружение. 2001. № 3. С. 16-20.
11. *Петухов, С.* Зенитные ракетные комплексы ПВО сухопутных войск / С. Петухов, И. Шестов, Р. Ангельский // Техника и вооружение. 1999. № 5 –6. С. 80.
12. *Толин, А.* Средства борьбы с низколетящими целями / А. Толин // Зарубежное военное обозрение. 1987. № 3. С. 25-32.
13. *Шунков В.Н.* Ракетное оружие / В.Н. Шунков, Минск: ООО Попурри, 2001. 528 с.
14. *9К331.* Инструкция по эксплуатации. Ч. 1. Общие сведения. Эксплуатация и техническое обслуживание, использовании ЗИП. 9М334.0000.ОИЭ-Э.
15. *9К331.* Изделие 9М334. Техническое описание. 9М334.0000.ОТО-Э.
16. *ЗРК “ОСА-М”.* Ракета 9М33. Техническое описание. Ч. 1, 2. 9М33.0000 ТО-М, 1973. 88 с.
17. *ЗРК “ОСА-М”.* Ракета 9М33. Техническое описание. Ч 1.9М33.0000 ТО-М: Альбом иллюстраций, 1973.
18. *Лекция 9.* Принципы построения радиолокационных станций. mipt.ru/education/chair/military/upload/412/f_4rgtyh-arph8iq2vov.pdf
19. *Физический* энциклопедический словарь. М.: Советская энциклопедия. Главный редактор А. М. Прохоров. 1983.
20. *Теория* сигналов и цепей. WEB версия учебника dee.Karelia.ru/files/electro/Ps5.htm
21. *Ельцин, С.Н.* Устройство и функционирование управляемой зенитной ракеты 9М331 «Тор-М1»: учеб. пособие/ С.Н. Ельцин; Балт. гос. тех. ун-т. СПб., 2005. 55 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение.....	3
1. Общие сведения.....	5
1.1. Комплекс 9К331 и его работа.....	5
1.2. Зенитно-ракетный модуль 9М334.....	10
1.3. Ракета 9М331.....	11
2. Устройство ракеты.....	13
3. Боевая работа ракеты.....	19
3.1. Подготовка к пуску и пуск.....	19
3.2. Полет ракеты.....	20
3.3. Динамика полета ракеты.....	24
4. Бортовая радиоаппаратура управления.....	27
4.1. Функционирование бортовой радиоаппаратуры управления.....	27
4.2. Блок команд.....	29
4.3. Автопилот.....	29
5. Боевое снаряжение.....	37
5.1. Радиовзрыватель.....	37
5.2. Предохранительно-исполнительный механизм.....	39
5.3. Боевая часть.....	40
6. Двигатель ракеты.....	43
7. Сигнализатор давления.....	45
8. Рулевой привод.....	46
8.1. Газовый распределитель.....	47
8.2. Сигнализатор спада давления.....	49
9. Химический источник тока.....	51
10. Электромашинный преобразователь.....	51
11. Транспортно-пусковой контейнер.....	51
12. Последовательность работы ракеты и ее элементов.....	53
13. Вопросы для самоконтроля.....	55
14. Комментарии к тексту и некоторым вопросам.....	58
Библиографический список.....	65

Ельцин Станислав Николаевич

Зенитный ракетный комплекс“Тор-М1”

Редактор *Г.М. Звягина*

Корректор *Л.А. Петрова*

Подписано в печать 12.02.2015. Формат 60x84/8. Бумага документная.

Печать трафаретная. Усл. печ. л. 7,8. Тираж 100 экз. Заказ № 2.

Балтийский государственный технический университет

Типография БГТУ

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