

***С.В. ВАСИЛЬЕВ, К.Н. ДЮДЯЕВ,  
А.В. ПЕТРУНИН, А.Г. СЕЛЕЗНЁВ***

**ОСНОВЫ ТЕОРИИ  
ПОСТРОЕНИЯ КОРАБЕЛЬНЫХ  
КОМПЛЕКСОВ КРЫЛАТЫХ  
РАКЕТ**

**Часть 1**

**УСТРОЙСТВО РАКЕТ И ПУСКОВЫХ  
УСТАНОВОК**

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

*С.В. ВАСИЛЬЕВ, К.Н. ДЮДЯЕВ,  
А.В. ПЕТРУНИН, А.Г. СЕЛЕЗНЁВ*

ОСНОВЫ ТЕОРИИ  
ПОСТРОЕНИЯ КОРАБЕЛЬНЫХ  
КОМПЛЕКСОВ КРЫЛАТЫХ  
РАКЕТ

Часть 1

УСТРОЙСТВО РАКЕТ И ПУСКОВЫХ  
УСТАНОВОК

Учебное пособие

Санкт-Петербург  
2019

УДК 623.419–519:623.9(075.8)  
075

**075** **Основы** теории построения корабельных комплексов крылатых ракет. Ч. 1. Устройство ракет и пусковых установок: учебное пособие / С.В. Васильев [и др.]; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2019. – 78 с.

Изложены назначение, устройство и принцип функционирования конструкций, двигателей и стартового оборудования комплексов крылатых противокорабельных ракет тактического назначения.

Предназначено для подготовки студентов, обучающихся по программам военно-профессиональных дисциплин по специальностям ракетного профиля.

**УДК 623.419–519:623.9(075.8)**

**Р е ц е н з е н т ы:** нач. военной кафедры при СПбГЭТУ ЛЭТИ *М.Н. Четвериков*; ст. препод. Учебного военного центра при БГТУ «Военмех» канд. техн. наук *А.С. Прядкин*

*Утверждено  
редакционно-издательским  
советом университета*

© Авторы, 2019  
© БГТУ, 2019

## ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

**АП** – автопилот  
**АПК** – аппарата предстартового контроля  
**АСК** – автоматизированная система контроля  
**АСЛ** – аппарата самоликвидации  
**АУ** – автономное управление  
**АЭРУ** – агрегат электроразрывной унифицированный  
**БАВ** – блок аварийного выброса  
**БАСУ** – бортовая аппарата системы управления  
**БВПР** – блок выпрямления и регулирования  
**БИП** – батарейный источник питания  
**БИУС** – боевая информационно-управляющая система  
**БКРО** – береговой комплекс ракетного оружия  
**БКУ** – бортовой комплекс управления  
**БПУС** – блок поворотно-управляемого сопла  
**БР** – баллистическая ракета  
**БС** – боевая ступень  
**БЧ** – боевая часть  
**ВВ** – взрывчатое вещество  
**ВВД** – воздух высокого давления  
**ВПУ** – вертикальная пусковая установка  
**ВУ** – взрывательное устройство  
**ГИП** – генераторный источник питания  
**ГСН** – головка самонаведения  
**ДУ** – двигательная установка  
**ЖРД** – жидкостной реактивный двигатель  
**ЗИП** – запасные инструменты и принадлежности  
**ЗУР** – зенитная управляемая ракета  
**ИКСН** – инфракрасная головка самонаведения  
**ИНС** – инерциальная система  
**КАСУ** – корабельная аппарата системы управления  
**КВД** – контур высокого давления  
**КВНП** – корабельный выносной наблюдательный пункт  
**КНД** – контур низкого давления  
**КР** – крылатая ракета  
**КРД** – комплексный регулятор двигателя  
**КРК** – корабельный ракетный комплекс  
**КРС** – корабельная ракетная система  
**КС** – камера сгорания  
**КСУС** – корабельная система управления стрельбой  
**МДУ** – маршевая двигательная установка

**МС** – морская смесь  
**НПП** – начальные параметры полёта  
**ПВД** – приёмник воздушного давления  
**ПВМ** – программно-временной механизм  
**ПВО** – противовоздушная оборона  
**ПКР ТН** – противокорабельная крылатая ракета тактического назначения  
**ППЖС** – переключатель потери жёсткости связи  
**ППМ** – поворотный пункт маршрута  
**ППУ** – предохранительно-пусковое устройство  
**ПРР** – переключатель раскрытия рулей  
**ПУ** – пусковая установка  
**ПУРО** – пульт управления ракетным оружием  
**ПУС** – приборы управления стрельбой  
**РВ** – радиовысотомер  
**РГСН** – радиолокационная головка самонаведения  
**РДТТ** – реактивный двигатель твердотопливный  
**РЛК** – радиолокационный комплекс  
**РЛС** – радиолокационная станция  
**РО** – рулевой отсек  
**СД** – стартовый двигатель  
**СИНС** – система инерциальной навигации и стабилизации  
**СН** – самонаведение  
**СПДК** – сигнализатор подъёма давления в камере  
**СПРД** – стартовый пороховой реактивный двигатель  
**ССПО** – система совместного применения оружия  
**ТВД** – турбина высокого давления  
**ТВС** – топливовоздушная система  
**ТГС** – тепловая головка самонаведения  
**ТНА** – турбонасосный агрегат  
**ТНД** – турбина низкого давления  
**ТПК** – транспортно-пусковой контейнер  
**ТПС** – транспортно-пусковой стакан  
**ТРД** – турбореактивный двигатель  
**ТРДД** – турбореактивный двухконтурный двигатель  
**ТТХ** – тактико-технические характеристики  
**УБРК** – ударный береговой ракетный комплекс  
**УСН** – устройство самонаведения  
**ФБЧ** – фугасная боевая часть  
**ФКБЧ** – фугасно-кумулятивная боевая часть  
**ЭМВУ** – электромеханическое взрывательное устройство  
**ЭРУ** – электрораспределительное устройство

# 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ПО УСТРОЙСТВУ ТИПОВОЙ ПРОТИВОКОРАБЕЛЬНОЙ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ ТАКТИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ

## 1.1. Характеристика корабельных ракетных комплексов тактического назначения

### 1.1.1. Назначение, состав и основные ТТХ корабельных ракетных комплексов тактического назначения

Корабельные ракетные комплексы тактического назначения, вооружённые противокорабельными крылатыми ракетами, предназначены для поражения боевых кораблей, десантно-высадочных средств, катеров, транспортов и конвоев противника, одиночных и находящихся в составе соединений, в открытых и прибрежных районах моря. В отдельных случаях эти ракетные комплексы могут использоваться для нанесения ударов по береговым объектам противника.

В качестве носителей ракетных комплексов ТН используются ракетные катера, надводные корабли и подводные лодки. Кроме того, ПКР ТН включаются в состав подвижных береговых ракетных комплексов.

Состав комплекса:

- противокорабельные крылатые ракеты (количество определяется проектом корабля-носителя);
- пусковые установки контейнерного типа (по количеству ракет);
- система управления;
- комплект наземного оборудования;
- комплект учебно-тренировочных средств.

**Крылатые ракеты** предназначены для доставки боевой нагрузки к цели. Помимо поражения надводных целей, способны поражать радиоконтрастные береговые объекты.

**Пусковые установки** контейнерного типа (наводящиеся или не наводящиеся, стабилизированные по углам бортовой качки или не стабилизированные) обеспечивают микроклимат, хранение и пуск ПКР при совместной работе с системой приборов управления стрельбой, аппаратурой предстартового контроля и приборами цепи старта. Пусковые установки позволяют производить одиночный и залповый пуск ракет, а также обеспечивают их аварийный выброс.

### **Корабельная аппаратура системы управления:**

- *радиолокационная станция обнаружения и целеуказания*, которая обеспечивает обнаружение надводных целей, точное измерение их координат и выработку параметров движения, а также сопровождение выбранной цели и выдачу её текущих координат и параметров движения в систему ПУС;

- *аппаратура обеспечения стрельбы с применением корабельного выносного наблюдательного пункта*, которая совместно с РЛС обеспечивает выдачу в систему ПУС текущих координат и параметров движения цели по данным КВНП;

- *корабельная система приборов управления стрельбой*, предназначенная для управления стрельбой одиночными и залповыми пусками ракет в настоящую и в упреждённую точку местоположения цели.

ПУС обеспечивает:

- автоматический приём данных целеуказания;
- выработку исходных данных для стрельбы ракетами;
- автоматический ввод данных в БАСУ (через АПК);
- *аппаратура предстартового контроля*, обеспечивающая автоматическую предстартовую проверку и подготовку бортовой аппаратуры ракет перед пуском, а также выдачу в приборы цепи старта сигнала готовности ракет;

- *система опознавания*, обеспечивающая опознавание целей по принципу «свой-чужой».

**Бортовая аппаратура системы управления** предназначена для автоматического управления полётом и наведения ракеты на цель на конечном участке по курсовому углу и углу места.

Состав БАСУ:

- устройство самонаведения (визирования);
- автопилот;
- радиовысотомер;
- программно-временной механизм.

**Комплект наземного оборудования** предназначен для наземной эксплуатации ракет, комплектующих элементов, боевых частей и ЗИП на всех этапах их прохождения от предприятия-изготовителя до погрузки на корабль.

**Комплект учебно-тренировочных средств** включает тренажёры по боевому применению ракет, учебно-действующие и учебно-разрезные ракеты, комплект учебного технологического оборудования и т.д.

Ракетные катера как носители корабельных ракетных комплексов ТН (табл. 1) обладают существенными преимуществами при ведении боевых действий в прибрежных районах за счёт своей малой заметности, быстроходности и возможности нанесения массированных ракетных ударов.

Т а б л и ц а 1  
Тактико-технические характеристики ракетных катеров

Наименование	Пр. 205М (по классификации НАТО «Оса-1»)	Пр. 1241.1 (по классификации НАТО «Гарантул»)
Год принятия на вооружение	1960	1978
Длина (м)	38,5	56,1
Ширина (м)	7,5	10,2
Осадка (м)	1,8	2,5
Полное водоизмещение (т)	210	500
Дальность плавания (мили)	400 (12 уз)	1600 (12 уз)
Автономность (сутки)	5	10
Скорость хода (узлы)	45	42
ГЭУ	Три дизеля М-503 мощностью 12000 л.с., три винта	Два дизеля М-510 мощностью 8000 л.с., две газовые турбины мощностью 24000 л.с., два винта
Экипаж (чел.)	30 (3/8/19)	41 (5/15/21)

**Условия боевого применения комплексов** (для ракетных катеров пр. 205М и пр. 1241.1):

волнение моря, балл .....до 5  
 температура воздуха, °С .....от –20 до +40  
 скорость истинного ветра любого направления, м/с .....до 15  
 качка бортовая .....±20°  
 качка килевая .....±15°  
 постоянный крен катера ..... до 6°  
 скорость стреляющего катера и цели, уз. .... до 50

Минимальное удаление катера от препятствия (остров, гряда, мыс и т.д.) при стрельбе через него – не менее 6 км, а само препятствие не должно находиться в зоне, где УСН ракеты уже включено. Высота препятствия не более:

- 10 м при  $H_{пол} = 25$  м;
- 30 м при  $H_{пол} = 50$  м.



## Боевые возможности комплекса:

дальность обнаружения цели, км	35...60
дальность стрельбы минимальная/максимальная, км	8/90
вероятность попадания в одиночную цель в зависимости от её тоннажа (с учетом технической надежности), %	60...80
управление	АУ (ИНС)+СН (РГСН или ИКСН)
двигательная установка:	
• маршевый двигатель	ЖРД
• стартовый двигатель	РДТТ
тип боевой части	ФКБЧ
количество одновременно обстреливаемых целей	1
количество ракет в залпе	4
интервал между пусками, с	5...10
маршевая скорость полёта ракеты, м/с	315...320
маршевая высота полёта ракеты, м	25/50
время предстартовой подготовки, с	240

## Геометрические и весовые данные ракеты:

длина, м	6,75
высота (крыло разложено), м	1,20
высота (крыло сложено), м	1,50
высота (стартовый двигатель пристыкован), м	1,63
размах при разложенном крыле, м	2,40
размах при сложенном крыле, м	1,42
максимальный диаметр фюзеляжа, м	0,76
стартовая масса ракеты, кг	2573
масса стартового двигателя, кг	490
масса БЧ, кг	480
масса окислителя АК-20К, кг	635
масса горючего ТГ-02, кг	216
масса ракеты в конце полета, кг	1259
масса ракеты без топлива, БЧ, СПРД, кг	752

### 1.1.2. Устройство пусковых установок

Пусковая установка предназначена для длительного хранения ракет, производства пуска и перезаряжания.

При хранении ракет в ПУ обеспечивается их пожаровзрывобезопасность, микроклимат, снижение до допустимого уровня ходовых, ударных и импульсных перегрузок, возникающих, например, при взрыве вблизи корабля мины, бомбы и др.

В общем случае ПУ представляет собой конструкцию, которая удерживает ракету перед пуском в определённом положении и направляет её таким образом, чтобы она двигалась в начале полёта

(движения в воде при подводном пуске) с требуемыми начальными параметрами полёта (параметрами движения в воде).

Под пуском ракеты понимают её движение по направляющим устройствам ПУ и сход с пусковой установки.

Под стартом ракеты подразумевают её движение на начальном участке траектории до момента, когда переходные процессы, вызванные прекращением работы стартового ускорителя, закончились, и ракета приобрела скорость, высоту и угловое положение, необходимые для дальнейшего полёта по требуемой траектории.

Начальные параметры полёта ракеты:

- направление по азимуту;
- скорость схода с ПУ;
- углы атаки и скольжения;
- углы тангажа, крена и рыскания;
- угловые скорости ракеты.

Данные параметры обуславливаются направлением на цель, конструктивными и аэродинамическими характеристиками ракеты, системой и способом управления её полётом, конструкцией ПУ, условиями пуска.

НПП ракеты обеспечивают её надёжный старт в заданном направлении (диапазоне углов) в соответствии с принятым способом управления полётом.

Пусковые установки могут быть стабилизированными по углам качки или нестабилизированными.

Различают следующие основные типы ПУ:

- шахтные (БР);
- ангарного типа (КР);
- контейнерного типа (наводящиеся, ненаводящиеся) (КР);
- балочного типа (ЗУР);
- подпалубные (КР, ЗУР);
- универсальные (рамные) (для ракет в ТПК);
- турельного типа (ЗУР);
- самоходные (УБРК).

На подводных лодках в качестве ПУ КР могут использоваться стандартные торпедные аппараты.

В общем случае конструкции корабельных ПУ должны обеспечивать следующее:

- безударный и надёжный старт ракеты при наличии ветра, хода и качки корабля в требуемом направлении с необходимой точностью;

- требуемую скорострельность;
- залповую стрельбу и требуемое количество ракет в залпе;
- необходимую живучесть самой ПУ и ракет в ней;
- возможность быстрого освобождения от аварийной ракеты (аварийный выброс);
  - надёжное, пожаровзрывобезопасное содержание, а также обслуживание и предстартовую подготовку ракет, если ПУ является местом размещения, регламентных проверок и предстартовой подготовки;
  - дистанционное управление всеми основными приводами и механизмами;
  - дистанционный контроль за состоянием самой ПУ и ракет в ней;
  - минимальные массогабаритные характеристики;
  - высокие эксплуатационные свойства.

### *1.1.3. Траектория полёта ПКР ТН*

С точки зрения реализации выбранного способа управления ракетой (АУ+СН) вся траектория полёта может быть разделена на два основных участка: **участок автономного полёта** и **участок самонаведения**. Особенность выбранного способа управления – полное отсутствие энергетического контакта ракеты со стреляющим кораблём или береговой батареей на всей траектории полёта до цели, что повышает скрытность атаки.

На участке автономного полёта управление ракетой на траектории осуществляется по командам бортового комплекса управления или программно-временного механизма и данным радиовысотомера. Команды управления поступают на автопилот и далее на электрические рулевые машины КР.

На участке самонаведения управление ракетой на траектории осуществляется по сигналам устройства самонаведения и радиовысотомера. Сигналы от этих устройств поступают на автопилот или в БКУ и далее на рулевые машины ракеты.

В соответствии с определённым режимом работы бортовой аппаратуры управления траекторию полёта ПКР можно разделить на четыре участка.

На **участке старта** ракета под действием силы тяги стартового двигателя сходит с направляющих пусковой установки с необходимой для начального полёта скоростью 50...60 м/с. Одновременно с

началом работы стартового двигателя происходит запуск маршевого двигателя. Через 2...4 с стартовый двигатель заканчивает работу и отделяется от ракеты. Скорость полёта ракеты в момент отделения стартового двигателя – 150...180 м/с. К этому времени маршевый двигатель выходит на первый, разгонный режим работы.

**На участке набора высоты и выхода на маршевую высоту полёта** ракета по установленной программе и сигналам радиовысотомера продолжает полёт с набором высоты и скорости. Полёт происходит за счёт силы тяги маршевого двигателя. После набора заданной высоты ракета выводится на горизонтальный участок маршевого полёта, что соответствует минимальной дальности стрельбы – 8 км.

**На участке маршевого полёта** ракета совершает автономный горизонтальный полёт на заданной высоте в направлении цели. Примерно через 35...45 с с момента пуска ракета достигает маршевой скорости полёта – 315...320 м/с, после чего маршевый двигатель переключается на второй (экономичный) режим работы. При этом его тяга уменьшается примерно в два раза. В соответствии с установленной перед стартом дальностью до цели УСН включается в режим поиска цели.

**На участке самонаведения на цель** после захвата цели происходит переход из режима автономного полёта в режим самонаведения по курсу и тангажу. Ракета начинает снижение на цель. В некоторых комплексах предусмотрено также выполнение противозенитного манёвра.

## **1.2. Устройство ПКР тактического назначения**

### ***1.2.1. Основные части ПКР ТН, их назначение и характеристика***

Состав ПКР ТН:

- планер;
- двигательная установка;
- бортовая аппаратура системы управления;
- боевое оснащение;
- электрооборудование.

**Планер** предназначен для размещения всех элементов ракеты и создания в полёте необходимых аэродинамических сил и моментов. Планер выполнен по нормальной самолётной схеме и представляет собой цельнометаллический среднеплан со складывающимся стреловидным крылом и хвостовым оперением малого удлинения. Для обеспечения работ при сборке и эксплуатации на корпусе имеется ряд

конструктивных люков и технологических разъёмов. Планер выполнен в брызгозащитном варианте. Защита от воды осуществляется за счёт уплотнительных резиновых прокладок, приклеиваемых по контурам люков, с применением гермошнуров, анкерных гаек и герметизацией заклёпочных швов и мест возможного проникновения влаги герметиком.

**Двигательная установка** предназначена для создания тяги, обеспечивающей старт и полёт ракеты на заданную дальность с требуемой скоростью. Двигательная установка включает стартовый пороховой реактивный двигатель СПРД-192 и маршевую двигательную установку, которая состоит из двухрежимного жидкостного реактивного двигателя и топливно-воздушной системы. Стартовый двигатель предназначен для создания силы тяги, необходимой для старта ракеты и достижения ею скорости 150...180 м/с. Маршевая двигательная установка создаёт силу тяги, обеспечивающую разгон ракеты до маршевой скорости и полёт с этой скоростью на заданную дальность.

**Бортовая аппаратура системы управления** в составе УСН, АП, РВ, ПВМ предназначена для автоматического управления полётом и наведения ракеты на цель по курсовому углу и углу места. Управление ракетой на траектории осуществляется созданием управляющих моментов при отклонении рулей направления, высоты и элеронов. Рули и элероны управляются электрическими рулевыми машинами по командам автопилота в соответствии с сигналами или командами программно-временного механизма, радиовысотомера или устройства самонаведения.

В качестве УСН на ПКР может быть установлена РГС или ТГС.

**Устройство самонаведения** предназначено:

- для автоматического поиска, захвата и сопровождения выбранной радио- или теплоконтрастной цели;
- для выработки управляющих напряжений по курсу и высоте, с помощью которых через автопилот обеспечивается самонаведение ракеты на цель.

**Автопилот** предназначен:

- для обеспечения старта и вывода ракеты на заданную высоту полёта (совместно с радиовысотомером и программно-временным механизмом);
- для стабилизации ракеты относительно её центра масс на заданных углах курса, крена и тангажа на всей траектории полёта;
- для обеспечения маршевого полёта ракеты на заданной высоте (по сигналам радиовысотомера);
- для управления полётом ракеты по сигналам УСН на участке самонаведения.

**Радиовысотомер** предназначен:

- для измерения высоты и скорости изменения высоты полёта ракеты над морской поверхностью;
- для выдачи в автопилот сигнала отклонения от заданной высоты полёта и сигнала скорости изменения высоты.

**Программно-временной механизм** предназначен:

- для выдачи разовых команд в определённой последовательности на траектории полёта;
- для выдачи программного сигнала на отклонение руля тангажа на участке старта и набора высоты.

**Боевое оснащение** состоит из двух составных частей: боевой части и взрывательного устройства.

**Боевая часть** предназначена для поражения цели. ПКР снаряжается боевой частью фугасно-кумулятивного действия общим весом 480 кг и комплектуется двумя электрическими взрывателями.

**Взрывательное устройство** предназначено для подрыва боевой части при контакте ПКР с целью, а также должно обеспечивать безопасную эксплуатацию ракеты на всех этапах (хранение, транспортировка, погрузка, эксплуатация на носителе). Срабатывание взрывательного устройства при встрече ракеты с преградой осуществляет группа датчиков.

**Электрооборудование** обеспечивает электроэнергией энергопотребителей ракеты. Первичный источник электропитания ракеты – серебряно-цинковая ампульная батарея, которая задействуется по команде «Старт».

### **1.2.2. Устройство планера ракеты**

В качестве основных материалов в конструкции планера используются алюминиевые сплавы. Наиболее нагруженные узлы выполнены из стали. Отдельные узлы и детали – из алюминиевых сплавов и магниевых сплавов методом литья. Для защиты от коррозии наружные и внутренние поверхности агрегатов планера окрашены.

Планер состоит из фюзеляжа; крыла; хвостового оперения.

**Фюзеляж** представляет собой силовую цельнометаллическую конструкцию сигарообразной формы, круглого поперечного сечения, состоящую из набора поперечных рам (шпангоутов) и обшивки, подкреплённой отдельными силовыми элементами в виде профилей и силовых балок. Вырезы люков усилены окантовками. Фюзеляж имеет один технологический разъём, который делит его на головную и хвостовую части. Стыковка головной и хвостовой части осуществляется

тремя узлами, расположенными снаружи фюзеляжа и закрываемыми съёмными обтекателями хвостового оперения. Обшивка головной и хвостовой части стыкуется при помощи ленты на анкерных болтах.

Конструктивно фюзеляж состоит из следующих частей:

- переднего отсека – от носка фюзеляжа до рамы №4 включительно;
- отсека боевой части – от рамы №5 до рамы №8;
- бака-отсека окислителя – от рамы №9 до рамы №11;
- отсека рамы №12 – от рамы №11 до рамы №13;
- бака-отсека горючего – от рамы №13 до рамы №15;
- отсека аппаратуры – от рамы №15 до рамы №22;
- хвостовой части – от рамы №22 до рамы №30.

Толщина обшивки отсеков изменяется в пределах от 1,2 мм до 4,0 мм (1-й отсек – 1,2 мм; 2-й отсек – 4 мм; 3-й отсек – 2,5 мм; 4-й отсек – 2,5 мм; 5-й отсек – 2,5 мм; 6-й отсек – 1,5 мм; 7-й отсек – 1,2 мм).

По правому и левому бортам фюзеляжа внизу, под углом 120° друг к другу между рамами №3 и №17, устанавливаются съёмные гаргроты, в которых проходят жгуты электрооборудования и трубопроводы топливно-воздушной системы; кроме того, в гаргроте правого борта ракеты при комплектации с ТГС проложен трубопровод системы глубокого охлаждения приёмника лучистой энергии тепловой головки самонаведения.

По правому борту фюзеляжа между рамами №16 и №19 находится закрывающийся подпружиненной крышкой бортовой электроразъём, обеспечивающий связь борта ракеты с аппаратурой запуска, контроля и с источником питания корабля-носителя.

В нижней части фюзеляжа в районе рам №№15,16, №22 и №№27,28 имеются узлы крепления (подвески) СПРД-192.

На силовой балке в районе рамы №12 находится передний узел натаскивания ракеты на направляющие пусковой установки корабля-носителя. Задние два узла натаскивания расположены на раме №30.

В верхней части фюзеляжа, на рамах №8 и №16 размещены узлы крепления балки подъёма ракеты при проведении погрузочно-разгрузочных работ. Все работы по перемещению ракеты на корабль-носитель или с корабля производятся при помощи погрузочной траверсы.

В нижней части фюзеляжа установлены три пары ползунов. Ползуны при установке изделия на корабль-носитель заводятся в пазы направляющих пусковой установки, по которым ПКР движется при старте. Задние ползуны, кроме того, служат для крепления ракеты на

направляющих пусковой установки с помощью срезных шпилек, срезаемых при старте под действием тяги стартового двигателя. Ползуны установлены снизу симметрично по обе стороны фюзеляжа: передние – на раме №8, средние – на раме №12 и задние – между рамами №15 и №16. Ползуны стальные, с напайкой слоя меди или латуни на поверхности соприкосновения с направляющими пусковой установки.

По правому борту фюзеляжа между рамами №16 и №19 находятся механические выключатели – чеки ТВК-22.000. Они обеспечивают безопасную эксплуатацию ракеты на корабле, а также играют важную роль в последовательности задействования агрегатов при старте.

В нижней части первого отсека фюзеляжа расположена страховочная скоба, обеспечивающая безопасность при погрузочно-разгрузочных работах.

**Крыло** – цельнометаллическое трапециевидной формы, служит для создания подъёмной силы ракеты и обеспечения её поперечной устойчивости. Крыло состоит из центроплана и консолей с элеронами. Элероны являются органами управления ракеты по крену. Для удобства транспортировки, а также размещения ракеты на корабленосителе крыло выполнено складывающимся (раскладывается крыло после старта ракеты). Консоли крыла складываются вниз под углом  $95^\circ$ . Внутри носовых обтекателей консолей проходит труба для монтажа крыльевых контактных датчиков взрывательного устройства. На законцовке правой консоли крепится приёмник воздушного давления ПВД-5. На законцовке левой консоли установлен балансировочный груз.

Консоли крыла к центроплану крепятся при помощи трёх шарнирных узлов. Выступающая часть зуба среднего узла, заходя в паз замка на фюзеляже, запирает консоль в разложенном состоянии. На консолях крыла установлены цельнометаллические элероны, которые служат для создания моментов, обеспечивающих стабилизацию ракеты по крену. Элерон навешивается в двух точках на консоли крыла. Угол отклонения элеронов –  $\pm 15^\circ$ .

**Хвостовое оперение** состоит из трех одинаковых по конструкции перьев с навешенными на них рулями. Перья установлены под углом  $120^\circ$  друг к другу. Вертикальное перо выполняет функции киля (стабилизация по курсу), наклонные перья – функции стабилизатора по тангажу. Вертикальный руль оперения работает в качестве руля направления, два наклонных руля – в качестве рулей высоты.

Перья – цельнометаллические с обшивкой толщиной 1,5 мм, клёпанной конструкции. В передней части каждого пера имеется съёмный носок для обеспечения подхода к узлу стыковки хвостовой и головной частей фюзеляжа.



### ***1.2.3. Компоновочная схема ракеты***

Под компоновкой понимают выбор внешних форм и взаимного расположения частей ракеты, размещения двигательной установки, боевой части, оборудования и увязку этих агрегатов с силовыми элементами конструкции. Общую задачу компоновки разделяют на две частные задачи: аэродинамическую (внешнюю) компоновку и конструктивную (внутреннюю) компоновку.

Требования к компоновке ракеты:

- получение достаточной устойчивости и маневренности на всех режимах полёта (зависят главным образом от соотношения размеров крыла и оперения, их взаимного расположения, от характера изменения центровки по времени т.д.);
- создание условий для надёжной и эффективной работы бортовой аппаратуры, боевой части и двигательной установки (размещение агрегатов должно быть таким, чтобы свести к минимуму взаимные помехи в их работе);
- удобство технического обслуживания ракет при их эксплуатации, хранении, транспортировке, зарядании, проверке и подготовке к пуску;
- низкий коэффициент лобового сопротивления за счёт выбора рациональных внешних форм, более плотной компоновки агрегатов, позволяющей свести к минимуму размеры корпуса, и, как следствие, уменьшение массы ракеты и снижение потребной относительной массы топлива;
- разработка и применение передовых технологических методов изготовления и сборки ракет.

**Компоновочная схема** имеет следующий состав.

**Передний отсек** состоит из переднего обтекателя, днища и балок под устройство самонаведения. Передний обтекатель состоит из двух частей:

- радиопрозрачного обтекателя длиной 350 мм, выполненного из пенопласта;
- металлической части обтекателя – от радиопрозрачной его части по раму №4 включительно.

Для крепления устройства самонаведения в отсеке установлены две балки с передним кольцом. На этом кольце размещены две группы датчиков цепи взрывательного устройства: шесть контактных штырьевых и четыре электромеханических.

**Отсек боевой части** – неразъёмная часть корпуса ракеты. В нём размещается фугасно-кумулятивная боевая часть с двумя электрическими взрывателями. В нижней части отсека установлена передающая антенна радиовысотомера. Боевая часть устанавливается в отсек сверху через люк, который после этого герметично закрывается крышкой с помощью винтов. Доступ к взрывателям после установки боевой части обеспечивается через расположенные сверху на люке специальные лючки.

**Бак-отсек окислителя** предназначен для размещения и хранения окислителя и представляет собой силовой отсек фюзеляжа. Поскольку окислитель имеет значительный удельный вес и объём, он размещён ближе к центру тяжести ракеты.

**Отсек рамы № 12** – неразъёмный элемент корпуса и соединительная часть между баками-отсеками окислителя и горючего. В отсеке размещаются:

- механизм раскладывания крыла;
- пневмоблок топливно-воздушной системы (воздушный аккумулятор);
- баллон наддува ампульной батареи;
- арматура и трубопроводы воздушной системы;
- сигнализатор давления для переключения маршевого двигателя на второй режим работы;
- зарядный кран воздушной системы;
- приёмная антенна радиовысотомера, размещённая в нижней части фюзеляжа;
- панель пиропатронов.

Доступ к этим агрегатам осуществляется через верхний люк с надписью «Агрегаты механизма раскладывания, пневмоблок. Пиропатроны, заправка воздухом».

**Бак-отсек горючего** предусмотрен для размещения и хранения горючего и представляет собой силовой отсек фюзеляжа. Основное требование, определяющее взаимное расположение баков горючего и окислителя – благоприятный характер изменения центровки ракеты по мере выгорания топлива.

**Отсек бортовой аппаратуры:**

- первичный источник питания – ампульная батарея;
- преобразователи ПО-1500ВТ-3И и ПТ-125Ц;
- коробка управления КУ-1500ВТ-3И;
- блоки автопилота:
  - блок управления;
  - блок демпфирующих гироскопов;

- гироскоп упреждения по высоте;
- блок интегрирующих механизмов;
- электрораспределительное устройство;
- программно-временной механизм;
- приемопередатчик радиовысотомера;
- три электрические рулевые машины:
  - рулевая машина управления элеронами;
  - рулевая машина рулей высоты;
  - рулевая машина руля направления;
- основной блок взрывательного устройства;
- аппаратура АСЛ-1 (для практических ракет).

Доступ к этому оборудованию осуществляется через люк в верхней части фюзеляжа между рамами №16 и №19 с надписью «Аппаратура» и через технологический люк, расположенный по левому борту фюзеляжа, с надписью «Разъём безопасности».

В хвостовой части фюзеляжа размещён маршевый ЖРД. В нижней части фюзеляжа имеются два люка для установки пиропатрона запуска маршевого двигателя («Пиропатрон, запуск двигателя») и пиропатрона переключения двигателя на второй режим работы («Пиропатрон, 2-й режим»).

**Маркировка ракеты.** Каждая ракета имеет заводской номер, представляющий собой девятизначное число, например, 871510207, где цифры обозначают следующее:

- 87 – последние две цифры года выпуска ракеты;
- 1 – порядковый номер завода-изготовителя;
- 51 – открытый индекс ракеты;
- 02 – номер серии;
- 07 – номер ракеты в серии.

### **1.3. Двигательная установка ПКР тактического назначения**

#### ***1.3.1. Назначение, основные технические характеристики СПРД***

Стартовый пороховой реактивный двигатель обеспечивает старт ПКР с корабельных пусковых установок и сообщение ей необходимой скорости на начальном участке полёта. Реактивная сила двигателя возникает в результате сжигания твёрдого топлива в его камере сгорания. При сжигании пороха в камере сгорания двигателя образуются пороховые газы, которые, вытекая из сопла, создают реактивную силу двигателя. После прекращения работы стартовый двигатель

отделяется от ракеты под действием собственного веса и встречного потока воздуха.

Основные технические характеристики СПРД:

масса полностью снаряженного двигателя, кг .....	483
масса порохового заряда, кг .....	225±1,5
масса воспламенителя, кг .....	1,1
длина двигателя, м .....	2,835
диаметр двигателя, м .....	0,39
количество шашек порохового заряда, шт .....	7
размер пороховой шашки, м .....	0,122×0,052×2,16
количество пиросвечей с пиропатронами, шт .....	2
температурный диапазон работы, °С .....	от -20 до +40
максимальное рабочее давление, кг/см <sup>2</sup> .....	не более 200
разрушающее давление, кг/см <sup>2</sup> .....	не менее 400
объем камеры сгорания, л .....	250
угол наклона от сопла к продольной оси двигателя .....	12°37'±5'
время работы, с .....	1,8...2,2

### ***1.3.2. Размещение, устройство и работа СПРД***

СПРД крепится к ПКР с помощью переднего упора, двух боковых кронштейнов и заднего узла (замок отцепки).

Передний узел подвески СПРД с шаровым упором приварен сверху на корпусе и служит для удержания передней части двигателя в ответной части фюзеляжа ракеты (в районе рам №№15,16) до окончания работы двигателя. Через передний узел подвески реактивная сила двигателя передается на ракету.

Два боковых кронштейна находятся в задней части двигателя. Они устанавливаются в ответные регулируемые упоры корпуса ракеты (в районе рамы №22). Упоры предотвращают поперечное перемещение двигателя относительно корпуса ракеты.

С помощью системы тяг и замка, смонтированных на сопле, осуществляется крепление соплового блока двигателя к ракете. На срезе сопла с помощью специального кронштейна и срезного болта закреплён металлический флажок, освобождающий подвеску соплового блока от ракеты.

Двигатель представляет собой сварную металлическую конструкцию, в состав которой входят:

- корпус;
- передняя крышка;
- камера;
- воспламенитель;
- регулируемое сопло с подвижным центральным телом (грушей);

- пиросвечи с фильтром;
- пороховой заряд;
- диафрагма.

Для обеспечения герметичности двигателя между крышкой и корпусом, между свечами и штуцерами крышки установлены прокладки, а между корпусом и соплом – алюминиевая диафрагма. На период хранения двигателя на место свечей ввинчиваются пластмассовые заглушки с прокладками.

**Корпус** является цилиндрической камерой сгорания порохового заряда, выполненной из листовой стали, и служит для монтажа всех узлов и деталей двигателя.

Корпус представляет собой сварную конструкцию, состоящую из цилиндра, горловины и полусферы со штуцером. Горловина и штуцер имеют резьбу для ввинчивания передней крышки и регулируемого сопла. Внутри корпуса приварена колосниковая решётка, которая ограничивает движение пороховых шашек при транспортировке снаряжённого двигателя, а при работе не даёт возможности проскакать в сопло несгоревшим кускам пороха.

Снизу к цилиндру приварена опорная пята с шаровым гнездом, в которое упирается резьбовой стержень с шаровой головкой, закреплённый на пусковой установке корабля.

**Передняя крышка** обеспечивает герметичность корпуса и служит для установки пиросвечей с пиропатронами и камеры с воспламенителем. Крышка имеет кольцевой фланец, в проточку которого устанавливается паронитовая прокладка. Крепление крышки с корпусом производится с помощью резьбового соединения.

Для удобства ввинчивания и вывинчивания крышки из корпуса на её фланце, в диаметрально противоположных направлениях, размещены четыре штыря под ключ. В сферической части крышки приварены два штуцера с резьбой для установки пиросвечей с пиропатронами. С внутренней стороны крышки на сфере приварено кольцо с резьбой для крепления камеры воспламенителя.

**Камера** удерживает воспламенитель на крышке, предохраняет его от механических повреждений шашками и ограничивает перемещение шашек порохового заряда при транспортировке снаряжённого двигателя.

Камера представляет собой сварную конструкцию, состоящую из обечайки с диском и горловины. На горловине имеется резьба для соединения камеры с кольцом крышки. Внутри камеры приварено упорное кольцо, ограничивающее перемещение воспламенителя. В

диске и обечайке имеются отверстия, через которые проходит пламя воспламенителя, поджигающее пороховой заряд двигателя.

**Воспламенитель** служит для поджига порохового заряда двигателя. Он состоит из крупнозернистого дымного пороха, помещённого в алюминиевый герметичный футляр. Футляр состоит из корпуса и крышки, их соединение осуществляется завальцовкой, обеспечивающей герметичность футляра. Отверстие для засыпки пороха заклеивается специальной перкалевой заглушкой.

**Регулируемое сопло** служит для направления вытекающей струи пороховых газов и поддержания заданного режима работы двигателя за счёт изменения диаметра критического сечения сопла ( $D_{кр}$ ). Размеры критического сечения сопла определяют давление газов в двигателе и его реактивную силу.

С изменением температуры порохового заряда давление в камере изменяется. Это влечет изменение реактивной силы двигателя. Для того чтобы при изменении температуры порохового заряда реактивная сила оставалась неизменной, необходимо изменить размеры критического сечения сопла.

Сопло двигателя имеет диапазон регулировки диаметра критического сечения – от 136 до 204 мм. Размеры диаметра критического сечения сопла для каждой партии зарядов в зависимости от температуры заряда в диапазоне температур от  $-20^{\circ}\text{C}$  до  $+40^{\circ}\text{C}$  устанавливает завод-изготовитель пороховых зарядов на основании приёмных стендовых испытаний.

Регулируемое сопло устанавливается в корпусе двигателя под углом  $12^{\circ}37' \pm 5'$  вниз относительно оси корпуса. Оно состоит из сопла, груши, оси сопла и грибка.

**Сопло** представляет собой сварную конструкцию, состоящую из конуса, раструба и кронштейна. На раструбе имеется резьба для крепления сопла на корпусе и шесть упоров для ключа при ввинчивании сопла в корпус.

В кронштейне есть отверстие с резьбой, в которое вставляется ось сопла со штифтом. На конусе находятся штифты для крепления крышки сопла и упоры для кожуха с флажком.

**Ось сопла** состоит из втулки и штока, закрепленного штифтом.

**Груша** включает передний и задний конусы, соединенные сваркой или резьбой и законтренные штифтом. В переднем конусе имеется выступающий зуб, который при надетой груше на ось сопла входит в ее продольный паз и препятствует вращению груши на втулке. В груше установлен грибок.

**Грибок** крепится к груше двумя винтами, которые гладкими концами входят в кольцевую проточку грибка и обеспечивают ему свободное вращение в груше. Грибок ввинчивается во втулку оси сопла, при этом обеспечивается продольное перемещение груши на втулке. Чтобы грибок произвольно не мог вращаться, в груше установлены стопора с пружинами. Для вращения грибка стопора отжимаются ключом.

На заднем конце штока нанесены деления с цифрами от 136 до 204. Деления на штоке оси сопла указывают установку приведенного диаметра критического сечения сопла, так как при данной конструкции сопла пороховые газы двигателя выходят не через центральное отверстие сопла, а через кольцевой зазор между грушей и раструбом сопла. После установки заданного диаметра груша пломбируется. При транспортировке и хранении двигателя сопло закрывается крышкой.

**Пиросвечи с фильтром** предназначены для запала воспламенителя, находящегося в камере. Конструкция пиросвечей предусматривает защиту пиропатронов от токов высокой частоты в диапазоне частот 1...24 МГц. Пиросвечи соединяются с источником тока с помощью переходного жгута. В стаканы пиросвечей устанавливаются пиропатроны, предназначенные для зажигания воспламенителя стартового двигателя. При подготовке стартового двигателя пиросвечи завинчиваются до надёжного упора контакта свечи с контактом пиропатрона. На период хранения двигателя на место свечей ввинчиваются пластмассовые заглушки с паронитовыми прокладками. Вес одной свечи с фильтром – 460 г.

**Пороховой заряд** является твёрдым топливом для двигателя. Он состоит из семи одноканальных шашек нитроглицеринового пороха. Сведения о химическом составе пороха, размере диаметра критического сечения сопла в зависимости от температуры заряда в диапазоне температур от  $-20^{\circ}\text{C}$  до  $+40^{\circ}\text{C}$  даёт завод-изготовитель пороховых зарядов в формуляре на каждую партию пороховых зарядов.

На торцах шашек наносится маркировка:

- номер партии;
- год изготовления;
- шифр завода-изготовителя;
- номер заряда в партии.

**Диафрагма** служит для герметизации и обеспечения предварительного давления в двигателе в начальный момент его работы. Она устанавливается между корпусом и регулируемым соплом.

**Маркировка двигателя.** Маркировка наносится эмалью на боковой поверхности двигателя. Аналогично маркируются клеймами горловина и регулируемое сопло, например, 4Л-51-207-86-001-002:

- 4Л-51 – условное обозначение двигателя;
- 207 – номер завода-изготовителя;
- 86 – год изготовления;
- 001 – номер партии;
- 002 – номер двигателя в партии.

**Работа СПРД.** Запуск СПРД производится подачей напряжения постоянного тока  $\approx 27$  В на пиросвечи двигателя. Пиропатроны пиросвечей срабатывают, и форс пламени прожигает алюминиевый футляр воспламенителя. При этом зажигается находящийся в ней крупнозернистый дымный порох. Образующиеся при сгорании пороха газы и раскалённые твёрдые частицы выбрасываются в сторону основного заряда и нагревают его до температуры воспламенения, а давление в камере двигателя быстро нарастает до нескольких десятков атмосфер. При этих условиях заряд твёрдого топлива начинает гореть по всей поверхности. Давлением газов разрушается герметизирующая диафрагма, установленная на входе в сопло, откидывается вверх металлический флажок, срезается срезной болт и расцепляется замок, освобождая подвеску соплового блока от ракеты. С этого момента двигатель состыкован с ракетой передним шаровым упором и двумя боковыми кронштейнами. Ввиду того, что направление реактивной силы двигателя проходит выше шаровой опоры переднего узла крепления, создаётся момент, прижимающий двигатель боковыми кронштейнами к регулируемым упорам корпуса ракеты. После выгорания заряда твёрдого топлива стартовый двигатель под воздействием собственной силы тяжести и давления набегающего потока воздуха отделяется от ракеты.

### ***1.3.3. Назначение, состав, основные технические характеристики и работа МДУ***

Маршевая двигательная установка предназначена для дальнейшего разгона ракеты после отделения стартового двигателя до маршевой скорости и полёта с этой скоростью к объекту поражения. Автоматический запуск МДУ происходит при старте ракеты, а выход её на разгонный режим работы за 1,2 с.

Состав маршевой двигательной установки:

- жидкостной реактивный двигатель;
- топливно-воздушная система;
- система автоматической стабилизации и регулирования тяги.



**Двухрежимный жидкостной реактивный двигатель** одnorазового действия имеет насосную систему раздельной подачи компонентов топлива, работает на самовоспламеняющихся при соприкосновении окислителе и горючем.

Разгонный (первый) режим работы характеризуется повышенным расходом компонентов топлива, высокой теплонапряжённостью рабочего процесса двигателя (табл. 2). Этот режим используется ограниченно по времени, до момента достижения ракетой маршевой скорости полёта 315...320 м/с. Экономичный (второй) режим работы двигателя характеризуется меньшим расходом топлива и обеспечивает поддержание маршевой скорости полёта до встречи ракеты с целью. Переключение МДУ на второй режим работы происходит автоматически.

Т а б л и ц а 2

**Основные технические характеристики двигательной установки**

Параметры	Номинальное значение	
	1-й режим работы	2-й режим работы
Тяга, кг	1213	554
Время работы двигателя, с	45	286
Расход топлива, в том числе:	5,434	2,638
• окислителя, кг/с	4,127	1,988
• горючего, кг/с	1,307	0,650
Соотношение расхода компонентов топлива	3,16	3,06
Давление подачи компонентов топлива в камеру сгорания:		
• окислителя, кг/см <sup>2</sup>	81,0	31,8
• горючего, кг/см <sup>2</sup>	81,0	31,8
Давление в камере сгорания двигателя, кг/см <sup>2</sup>	50,0	24,6
Давление подачи компонентов топлива в газогенератор:		
• окислителя, кг/см <sup>2</sup>	6,2	1,78
• горючего, кг/см <sup>2</sup>	6,3	1,8
Давление в камере газогенератора, кг/см <sup>2</sup>	4,8	1,62
Время выхода двигателя на 1-й режим работы, с	1,2	–
Время перехода двигателя на 2-й режим работы, с	–	2,0
Время работы порохового стартера, с	1,4	–

Частота вращения турбины турбонасосного агрегата:		
• на 1-м режиме, об/мин	22100	
• на 2-м режиме, об/мин	–	13900
Давление компонентов топлива на выходе из ТНА:		
• окислителя, кг/см <sup>2</sup>	81,0	31,8
• горючего, кг/см <sup>2</sup>	88,5	35,0
Масса двигателя, кг	47	–
Давление наддува ампульной батареи, кг/см <sup>2</sup>	9...13	–
Давление наддува топливных баков, кг/см <sup>2</sup>	3,2	3,2
Давление воздушной системы, кг/см <sup>2</sup>	350	–
Температурный диапазон работы, °С	–20... +40	–20... +40

**Топливо-воздушная система** предназначена для:

- хранения необходимых запасов компонентов топлива;
- хранения запасов сжатого воздуха;
- наддува топливных баков;
- задействия ампульной батареи;
- приведения в действие механизма раскладывания крыла.

**Система автоматической стабилизации и регулирования тяги** обеспечивает стабильность работы на обоих режимах и автоматический переход с первого режима на второй.

**Назначение и работа агрегатов ЖРД.** В состав ЖРД входят камера сгорания с рамой; блок подачи.

**Камера сгорания** преобразует химическую энергию топлива в кинетическую энергию истекающих продуктов сгорания из сопла и представляет собой неразъемную сварную конструкцию, состоящую из трех основных частей: головки камеры сгорания; камеры сгорания; сопла.

**Головка камеры сгорания** снабжена двухкомпонентными центробежными форсунками с внешним смешением компонентов, причём форсунки горючего запрессованы в корпуса форсунок окислителя. Форсунки обеспечивают дозирование расхода компонентов топлива, их распыление и начальное перемешивание. Распыление компонента происходит под действием сил, возникающих при интенсивном его закручивании внутри форсунки. Общее количество форсунок – 36. Горючее распыляется через кольцо завесы с 18-ю отверстиями диаметром 1 мм, которые имеют наклон 20° в сторону внутренних стенок камеры сгорания. Кольцо завесы создаёт пристеночный слой газа,

обогащённый горючим, который характеризуется пониженной температурой. Таким образом при работе двигателя охлаждается корпус камеры сгорания изнутри. На днище головки камеры сгорания расположены следующие штуцеры:

- соединяющий полость камеры сгорания с регулятором тяги;
- для замера давления внутри камеры сгорания;
- для замера давления перед форсунками «О»;
- для замера давления перед форсунками «Г».

**Камера сгорания** представляет собой цилиндр, состоящий из внутренней и внешней оболочек, между которыми имеется зазор 2 мм (тракт охлаждения) по всей длине камеры. Связь между оболочками обеспечивается четырьмя гофрированными проставками, придающими жёсткость корпусу. Конструкция камеры сгорания учитывает требования по надёжному охлаждению её стенок при работе двигателя. Охлаждение внутренней оболочки смешанное, включает наружное проточное охлаждение окислителем и внутреннее охлаждение пристеночным газом, обогащённым горючим.

**Сопло** состоит из двух оболочек – внутренней и наружной, разделённых трактом охлаждения, кольца и коллектора. Полость коллектора соединяется с охлаждающим трактом камеры сгорания. К коллектору приварены два штуцера для подвода окислителя, который при работе двигателя сначала проходит между оболочками камеры сгорания и далее поступает к форсункам.

**Рама** приварена к силовому кольцу головки камеры сгорания. Рама имеет три опорных узла, через которые осуществляется механическая связь по передаче силы тяги от маршевого двигателя на ракету. По месту расположения коллектора имеется три опорных узла для фиксации двигателя в ракете с помощью винтов.

**Работа камеры сгорания.** Окислитель поступает в камеру сгорания через входные штуцеры коллектора, далее через тракт охлаждения к форсункам камеры. Горючее подаётся в камеру сгорания через штуцер, приваренный к днищу головки, сразу к форсункам. Часть горючего поступает к кольцу завесы и создаёт около стенок камеры обогащённый горючим слой газа с пониженной температурой, защищающий внутренние поверхности камеры сгорания от прогара. При смешении компонентов топлива внутри камеры сгорания они самовоспламеняются. Образующиеся продукты сгорания вскрывают заглушку сопла и, истекая, создают реактивную силу тяги.

**Блок подачи** предназначен для непрерывной раздельной подачи компонентов топлива в камеру сгорания двигателя и газогенератор.

Блок подачи включает:

- турбонасосный агрегат;
- пороховой стартер;
- клапан пусковой «О»;
- клапан пусковой «Г»;
- газогенератор;
- выхлопную трубу.

**Турбонасосный агрегат** служит для создания необходимого давления компонентов топлива на входе в камеру сгорания и в газогенератор. Основные элементы ТНА – газовая турбина и два центробежных насоса: насос «О» и насос «Г», расположенные на одном валу. Рабочим телом турбины служит газ, поступающий в турбину с высокой температурой и под высоким давлением. Ротор газовой турбины состоит из диска, изготовленного как одно целое с валом, и приваренных к нему лопаток. При запуске двигателя первоначальная раскрутка турбины ТНА осуществляется газами, поступающими на лопатки турбины из порохового стартера через пусковое сопло. В дальнейшем турбина вращается под действием газов, поступающих из газогенератора через режимное сопло. Отработанные газы отводятся через выхлопной патрубков в выхлопную трубу. Давлением газов прорывается мембрана на срезе трубы, освобождая их выброс в атмосферу.

Корпус ТНА состоит из двух половин: корпуса насоса «О» и корпуса насоса «Г», скрепленных между собой шпильками. Насосы крыльчатого типа.

**Пороховой стартер** предназначен для первоначальной раскрутки ротора турбонасосного агрегата и представляет собой сварную камеру с соплом, в которой размещается пороховой заряд (пороховая шашка). Камера закрывается крышкой, в которой закрепляется воспламенитель. Крышка с камерой соединяется шпильками. Пороховая шашка фиксируется колосниковой решёткой. На верхней части крышки имеется штуцер для установки пиропатрона. При запуске двигателя напряжение +6 В подаётся на пиропатрон. Пиропатрон поджигает воспламенитель. Воспламенитель, в свою очередь, выдаёт огневой импульс на пороховой заряд. Продукты сгорания заряда истекают из сопла камеры и поступают на лопатки турбины ТНА. Часть газов от порохового стартера отбирается для вскрытия пусковых клапанов «О» и «Г».

**Пусковые клапаны** «О» и «Г» предназначены для разобшения всасывающих полостей центробежных насосов ТНА от полостей баков до момента запуска двигателя и обеспечивают подачу обоих ком-

понентов топлива в ТНА при работе маршевой двигательной установки. Пусковые клапаны «О» и «Г» одинаковы по конструкции. Запирающими элементами клапанов являются мембраны, которые при срабатывании порохового стартера подрезаются цилиндрическими ножами. Газы от порохового стартера поступают к специальным диафрагмам, которые, прогибаясь, перемещают ножи. Давление пороховых газов для вскрытия пусковых клапанов –  $2,5 \text{ кг/см}^2$ .

**Газогенератор** предназначен для выработки газа, необходимого для вращения турбины ТНА при работе двигателя. Газогенератор представляет собой неразъёмную сварную конструкцию, состоящую из трёх основных частей: головки, камеры и патрубка. Внутри головки впрессованы 24 шнековые форсунки центробежного типа, отдельно форсунки «О» и «Г». Закручивание компонента топлива обеспечивается специальным завихрителем – шнеком, имеющим на поверхности винтовую резьбу. К днищу головки приварена трубка со штуцером, предназначенная для подвода «О», и штуцер для замера давления «О» перед его форсунками.

Камера газогенератора представляет собой цилиндр, состоящий из внутренней и внешней оболочек, между которыми имеется зазор – тракт охлаждения. На задней части камеры находится коллектор. Камера с головкой соединяются сваркой. Конструкция камеры отвечает требованиям надёжного охлаждения её стенок при работе двигателя. Охлаждение внутренней оболочки осуществляется горючим, протекающим по тракту охлаждения. Во внешнюю оболочку камеры вварен штуцер для замера давления перед форсунками «Г». Подвод «Г» осуществляется через штуцер на коллекторе. К камере приварен неохлаждаемый роговидный патрубок и штуцер для замера давления в камере.

При запуске двигателя окислитель через штуцер поступает в головку газогенератора и далее через форсунки «О» впрыскивается в камеру. Горючее поступает через штуцер в полость коллектора, проходит тракт охлаждения и далее через форсунки «Г» впрыскивается в камеру. В камере сгорания компоненты топлива перемешиваются и сгорают. Продукты сгорания через специальный патрубок отводятся к турбине турбонасосного агрегата.

Газогенератор задаёт режим работы всей МДУ. Чем стабильнее он работает, тем меньшие нагрузки испытывает система управления работой двигателя, а это повышает надёжность двигателя, обеспечивает заданную дальность стрельбы.

**Выхлопная труба** предназначена для отвода отработанных газов из турбины в атмосферу.

**Состав и назначение элементов топливно-воздушной системы.** Топливо-воздушная система объединяет в себе систему наддува топливных баков (воздушную систему) и систему подачи компонентов топлива (топливную систему). Обе системы работают совместно.

**Воздушная система** (табл.3) обеспечивает:

- хранение бортового запаса сжатого воздуха (первоначальная заправка ракеты сжатым воздухом осуществляется на заводе-изготовителе);
- приведение в действие первичного источника питания – серебряно-цинковой ампульной батареи;
- производство запуска МДУ;
- быстрый выход ЖРД на разгонный режим;
- безкавитационную работу центробежных насосов турбонасосного агрегата;
- задействование механизма раскладывания крыла ракеты;
- поддержание заданных величин давления наддува топливных баков на обоих режимах работы.

Т а б л и ц а 3

**Состав воздушной системы**

Наименование	Назначение	Расположение на ракете
Воздушные баллоны (воздушный аккумулятор)	Для хранения воздуха высокого давления, необходимого для наддува топливных баков и механизма раскладывания крыла	Отсек рамы №12
Воздушный баллон наддува ампульной батареи	Для хранения воздуха высокого давления, необходимого для наддува ампульной батареи	Отсек рамы №12
Зарядный кран	Для зарядки воздухом высокого давления воздушных баллонов	Отсек рамы №12
Датчик 2ДТ-400С	Для дистанционного измерения давления воздуха в воздушных баллонах	Отсек рамы №12
Редуктор наддува	Понижает и поддерживает постоянным давление воздуха, поступающего на наддув топливных баков	Отсек рамы №12
Мембранный узел бака «О»	Изолирует полость бака «О» от системы наддува до момента запуска двигательной установки	Переднее днище бака «О»

Продолжение табл. 3

Наименование	Назначение	Расположение на ракете
Мембранный узел бака «Г»	Изолирует полость бака «Г» от системы наддува до момента запуска двигательной установки	Переднее днище бака «Г»
Пневмофиксаторы	Неподвижно закрепляют в нижнем положении топливозаборники баков «О» и «Г» до момента запуска двигательной установки	Внутри топливных баков «О» и «Г»
Предохранительные клапаны	Сбрасывают избыточное давление воздуха, поступающего на наддув топливных баков. Давление открытия – 4,6 кг/см <sup>2</sup>	Отсек рамы №12
Дроссели воздушные	Для снижения давления воздуха высокого давления в магистралях ускоренного наддува баков и наддува ампульной батареи в момент задействия двигательной установки	В трубопроводах
Сигнализаторы давления 2С-2,5А	Выдают команду на перекрытие магистралей ускоренного наддува баков при достижении давления в топливных баках 2,5 кг/см <sup>2</sup>	Для бака «О» – в левом гаргроте, в районе рамы №8; для бака «Г» – на переднем днище бака «Г»
Пускоотсечный пироклапан наддува ампульной батареи	При срабатывании изолирует воздушный баллон наддува ампульной батареи от баллонов наддува топливных баков и механизма раскладывания крыла; открывает доступ сжатому воздуху к ампульной батарее	Отсек рамы №12
Пусковой пироклапан наддува топливных баков (задействия ВС)	Герметично перекрывает магистраль воздуха высокого давления до задействия двигательной установки; открывает доступ воздуха к редуктору наддува топливных баков и в магистрали ускоренного наддува	Отсек рамы №12

Пускоотсечные пироклапаны ускоренного наддува баков	Перекрывают магистрали ускоренного наддува топливных баков в момент срабатывания сигнализаторов давления 2С-2,5А	Отсек рамы №12
Пусковой пироклапан механизма раскладывания крыла	Герметично перекрывает магистраль воздуха высокого давления до задействования двигательной установки и открывает доступ воздуха к механизму раскладывания крыла	Отсек рамы №12

Запас сжатого воздуха для наддува баков и раскладывания крыла размещён в пяти сферических стальных баллонах сварной конструкции, каждый ёмкостью 2,7 л, и в одном баллоне цилиндрической формы ёмкостью 1,4 л. Баллоны соединяются между собой трубопроводами и заряжаются до давления 350 кг/см<sup>2</sup> через общий зарядный кран. Запас сжатого воздуха для приведения в действие наддува ампульной батареи размещён в баллоне цилиндрической формы ёмкостью 0,175 л.

**Работа воздушной системы.** При нажатии кнопки «Старт» на пульте управляющего стрельбой с борта носителя через электроразъём АЭРУ-129-2ВР-47 напряжение +27 В подаётся на пускоотсечный пироклапан наддува ампульной батареи. Он срабатывает, и из баллона ёмкостью 0,175 л в ампульную батарею поступает воздух высокого давления. При этом разрушаются находящиеся в корпусе батареи ампулы с электролитом. Электролит заполняет пространство между электродами, и через 1,5 с ампульная батарея выходит на рабочий режим. Объём баллона наддува ампульной батареи выбран таким образом, что после срабатывания пускоотсечного пироклапана воздух, находящийся в баллоне под давлением 350 кг/см<sup>2</sup>, заполняет объём батареи, обеспечивая давление в её корпусе 9...13 кг/см<sup>2</sup>. О том, что ампульная батарея приведена в рабочее состояние, на пульте управляющего стрельбой сигнализирует транспарант «Батарея заряжена». При выполнении условий старта выдаётся напряжение на пиропатроны задействования СПРД-192. Ракета начинает движение по направляющим пусковой установки, при этом извлекаются чеки ТВК-22.000.

В момент извлечения чек ТВК-22.000 напряжение +6 В подаётся на пусковой пироклапан наддува топливных баков, и ВВД поступает в трубопроводы воздушной системы. При срабатывании пироклапана сжатый воздух подаётся на поршни ножей мембранных узлов. Мембраны этих узлов срезаются, и воздух высокого давления по маги-



стралям ускоренного наддува, минуя редуктор, поступает на наддув баков-отсеков «О» и «Г» и на пневмофиксаторы топливозаборников, которые, срабатывая, освобождают топливозаборники. Наличие воздушных дросселей в магистралях ускоренного наддува снижает давление воздуха до требуемой величины и предотвращает разрыв трубопроводов. При достижении в баках избыточного давления  $2,5 \text{ кг/см}^2$  срабатывают сигнализаторы давления 2С-2,5А, замыкающие электрические цепи пускоотсечных пироклапанов ускоренного наддува баков. Пироклапаны срабатывают и перекрывают магистрали ускоренного наддува баков. Подача воздуха высокого давления в баки по магистрали ускоренного наддува прекращается. Дальнейший наддув баков будет обеспечиваться редуктором, который в течение всей работы ЖРД поддерживает давление в баках на уровне  $3,2 \pm 0,8 \text{ кг/см}^2$ . При случайном повышении давления наддува до  $4,6 \text{ кг/см}^2$ , которое может произойти в первоначальный момент запуска двигателя или в процессе работы ЖРД из-за неправильной настройки редуктора, срабатывают предохранительные клапаны, при этом избыток воздуха стравливается в атмосферу.

Рабочие параметры редуктора наддува:

давление на входе в редуктор, $\text{кг/см}^2$ .....	350
давление на выходе из редуктора, $\text{кг/см}^2$ .....	$3,2 \pm 0,8$
расход воздуха при нормальном режиме работы, л/с .....	4,16
из них: на линии «О», л/с .....	2,64
на линии «Г», л/с .....	1,52
температурный интервал работоспособности, °С .....	от $-60^\circ\text{C}$ до $+50$

**Топливная система** предназначена для хранения бортового запаса компонентов топлива и обеспечения непрерывной раздельной их подачи в двигатель (табл. 4).

Т а б л и ц а 4

Состав топливной системы

Наименование	Назначение	Расположение на ракете
Бак-отсек «О» с системой забора	Для хранения запаса «О» и обеспечения бесперебойной подачи его к двигателю в условиях полёта с перегрузками	Отсек фюзеляжа между рамами №9 и №11
Бак-отсек «Г» с системой забора	Для хранения запаса «Г» и обеспечения бесперебойной подачи его к двигателю в условиях полёта с перегруз-	Отсек фюзеляжа между рамами №13 и №15

	ками	
Заправочные горловины «О» и «Г»	Для заправки топливной системы компонентами топлива и для слива при необходимости	Левый борт для «О» и правый борт для «Г» между рамами №20 и №21
Дренажный кран «О»	Для обеспечения отвода газов из бака «О» при заправке КР	Левый борт бака-отсека «О»
Дренажный кран «Г»	Для обеспечения отвода газов из бака «Г» при заправке КР	Правый борт бака-отсека «Г»
Кран слива «О»	Для слива остатка «О» из бака	Левый борт бака-отсека «О»
Кран слива «Г»	Для слива остатка «Г» из бака	Правый борт бака-отсека «Г»
Мембранные узлы эжекторных линий «О» и «Г»	Изолируют полости эжекторных линий ТВС от соответствующих полостей двигателя (препятствуют попаданию воздуха в двигатель). Вскрываются компонентом под давлением 2,5 кг/см <sup>2</sup>	В районе рамы №23 по левому борту (для «О») и по правому борту (для «Г»)
Штуцеры нейтрализации эжекторных линий «О» и «Г»	Для нейтрализации эжекторных линий «О» и «Г»	Между рамами №20 и №21 («О» – по левому борту, «Г» – по правому борту)
Штуцеры нейтрализации трубопроводов «О» и «Г»	Для обеспечения нейтрализации топливных трубопроводов «О» и «Г»	Левый борт для «О» и правый борт для «Г» между рамами №20 и №21
Штуцеры нейтрализации баков «О» и «Г»	Для обеспечения нейтрализации баков «О» и «Г»	В верхней части баков «О» и «Г»
Гибкие патрубки	Обеспечивают температурное расширение топливных трубопроводов	Левый борт для «О» и правый борт для «Г» между рамами №22А и №24

**Баки-отсеки** с устройствами забора предназначены для хранения запаса компонентов топлива и обеспечения их бесперебойной подачи к двигателю в условиях полёта. Конструктивно баки-отсеки выполнены из обечайки и двух одинаковых эллиптических днищ. Баки являются силовыми отсеками фюзеляжа. Материал бака – алюминиевый сплав АМГ-3М толщиной 2,5 мм для обечайки и 3 мм для днищ. Конструкция топливных баков идентична. В баках-отсеках установлены

перегрузочные устройства, обеспечивающие бесперебойную подачу компонентов к двигателю в условиях перегрузки.

**Перегрузочное устройство** включает:

- перегрузочный бачок сварной конструкции из листового материала АМГ-3М, представляющий собой открытый сверху цилиндр;
- заборник с сильфоном, представляющий собой трубку с массивным грузом на нижнем конце, которая при транспортировке неподвижно закрепляется пневмофиксатором;
- эжекторы, представляющие собой струйные насосы, рабочим телом для которых служит компонент топлива.

В верхней зоне бачка имеются эжекторные трубки (в баке «Г» – одна, в баке «О» – две). Они обеспечивают отвод паров и воздуха из верхней зоны перегрузочного бачка, исключая попадание их через расходную магистраль в МДУ. Забор компонента топлива осуществляется через топливный заборник и патрубок, приваренный под углом к боковой поверхности перегрузочного бачка. Такая подача компонента создаёт закрутку потока, вследствие чего пары и воздух отделяются, отводятся вверх и удаляются эжекторами.

**Работа топливной системы.** Одновременно с началом наддува топливных баков в течение 1,4 с происходит раскрутка турбины ТНА продуктами сгорания твердого топлива, образующимися в камере порохового стартера. Часть газов подводится к пусковым клапанам насосов «О» и «Г». Давлением газов ножи клапанов срезают герметизирующие мембраны, и компоненты топлива по трубопроводам под давлением наддува поступают из баков в рабочие полости центробежных насосов ТНА и, далее, в камеры сгорания газогенератора и маршевого двигателя. По окончании действия порохового стартера дальнейшую работу ТНА обеспечивает газогенератор. Газы, совершившие работу на валу турбины, отводятся через выхлопную трубу в окружающую среду. С увеличением угловой скорости вращения турбины ТНА повышается давление в камере сгорания маршевого двигателя и в газогенераторе. Под давлением компонентов топлива вскрываются мембраны эжекторных мембранных узлов в трубопроводах «О» и «Г». Эжекторы включаются в работу. На этом завершаются пусковые процессы, МДУ выходит на первый режим работы.

**Система стабилизации и регулирования тяги** предназначена для поддержания заданного давления в камере ЖРД; поддержания соотношения подачи компонентов топлива в камеру ЖРД и в газогенератор; переключения режимов работы двигателя.

Конструктивно система стабилизации и регулирования тяги включает в себя:

- стабилизатор камеры сгорания;
- стабилизатор газогенератора;
- регулятор тяги;
- редукционный клапан.

**Стабилизатор камеры сгорания** предназначен для поддержания заданного соотношения компонентов топлива за счёт обеспечения равенства давления горючего и окислителя на входе в камеру сгорания. Стабилизатор установлен на линии горючего, на выходе из насоса горючего ТНА в камеру сгорания. Задающим является давление «О». Регулируемым – давление «Г».

**Стабилизатор газогенератора** предназначен для поддержания заданного соотношения компонентов топлива за счёт обеспечения равенства давления горючего и окислителя на входе в газогенератор. Он установлен на линии подачи горючего в газогенератор. Задающим также является давление «О». Регулируемым – давление «Г». Исходное положение стабилизатора газогенератора – закрыт.

**Регулятор тяги** предназначен для поддержания заданного давления в камере сгорания ЖРД на первом и втором режимах работы и обеспечения перехода на второй режим работы двигателя. Регулятор тяги установлен на линии подачи окислителя в газогенератор. В металлическом корпусе регулятора смонтирована подвижная система, регулирующая количество поступления «О». В заводских условиях она настраивается таким образом, чтобы при нормальной работе камеры сгорания ЖРД на первом режиме пропускное сечение регулятора имело определённую величину, обеспечивающую заданный для первого режима расход окислителя. При переводе двигателя на второй режим работы подаётся электрический импульс на пиропатрон, срабатывание которого вызывает изменение настройки подвижной системы, что приводит к уменьшению проходного сечения. Частота вращения ТНА падает, и подача окислителя и горючего в камеру ЖРД уменьшается. Это приводит к снижению давления в камере сгорания и падению тяги двигателя до значения, соответствующего второму режиму.

При изменении давления в камере сгорания двигателя во время его работы регулятор тяги изменит подачу в газогенератор окислителя. Стабилизатор газогенератора в соответствии с этим изменит подачу в газогенератор горючего. При этом изменится производительность газогенератора, что скажется на производительности ТНА, а значит, на давлении поступающих в камеру сгорания компонентов.

**Редукционный клапан** предназначен:

- для ограничения давления окислителя перед форсунками газогенератора при запуске двигателя;
- задержки поступления окислителя к форсункам газогенератора в момент запуска;
- предварительного открытия стабилизатора газогенератора при запуске двигателя, т.е. для первоочередной подачи в газогенератор горючего во избежание недопустимого роста температуры продуктов сгорания в момент запуска.

**Подготовка маршевой двигательной установки и её работа при старте и в полёте.** Подготовка МДУ к работе производится на ТБВ флота и включает следующие операции:

- наружный и внутренний осмотр маршевого двигателя и его ТВС;
- проверку ТВС на герметичность;
- проверку электрических цепей подачи питания на пиропатроны двигательной установки;
- проверку исправности электрических цепей пиропатронов;
- заправку ракеты компонентами топлива и дозаправку сжатым воздухом;
- снаряжение порохового стартера, регулятора тяги, пироклапанов воздушной системы, стыковку электроразъёмов.

При наружном осмотре контролируется отсутствие течи компонентов топлива, механических повреждений планера, сохранность мембран сопла и выхлопной трубы. При внутреннем осмотре обращается внимание на состояние трубопроводов ТВС, на отсутствие деформаций и трещин на наружных поверхностях трубопроводов, наличие пломбировки в местах соединения трубопроводов и пломбировки разъёмов пиропатронов.

Герметичность ТВС проверяется путём контроля величины консервационного давления в полостях баков «О» и «Г» и давления сжатого воздуха в баллонах. В качестве консервантов используют осушенный азот или воздух. Величина давления консервации –  $1,6 \text{ кг/см}^2$ . Для проверки герметичности баков на дренажные краны устанавливают специальные приспособления с манометрами. В полостях «О» и «Г» допускается снижение давления за три месяца на  $0,1 \text{ кг/см}^2$ . Если величина давления в баке ниже допустимой величины – система негерметична. В этом случае необходима полная проверка системы на герметичность.

С помощью специального электрического пульта контролируют величину давления сжатого воздуха в баллонах ракеты. Результаты замера сравнивают с графиком, определяющим зависимость этого давления от температуры. При необходимости производят дозаправку сжатым воздухом, используя компрессор. В полости баллонов ВВД допускается снижение давления за шесть месяцев на  $10 \text{ кг/см}^2$ .

Исправность электрических цепей подачи питания на пиропатроны двигательной установки контролируют при проверке электрооборудования.

Исправность пиропатронов проверяют с помощью специального пульта, обеспечивающего контроль отсутствия обрывов в электрических нитях накаливания. При этом сила тока ограничена по величине, что исключает срабатывание пиропатронов.

Заправка производится на специально оборудованных площадках. Одновременная заправка компонентами топлива запрещена, поэтому оборудуются отдельные площадки для «О» и «Г». Заправка компонентами может быть дозированной и недозированная. При дозированной заправке объём компонентов, поступающих в бак, контролируется с помощью счётчика. Недозированная заправка предусматривает полное заполнение бака до момента истечения из дренажных клапанов свободного от пузырьков газа компонента.

Заправка МДУ компонентами топлива производится с помощью автозаправщиков через специальные заправочные пистолеты, устанавливаемые в заправочные горловины. Последовательность заполнения ёмкостей «О» и «Г»: заправочная горловина → трубопровод → заборный бачок → бак-отсек.

Снаряжение порохового стартера и регулятора тяги, а также установка и стыковка разъёмов к ним производится через лючки в хвостовой части фюзеляжа. Снаряжение пускоотсечного пироклапана наддува ампульной батареи, пускового пироклапана наддува топливных баков, пускоотсечных пироклапанов ускоренного наддува баков, пускового пироклапана механизма раскладывания крыла пиропатронами осуществляется через люк отсека рамы №12.

О выполнении работ по подготовке маршевой двигательной установки ПКР делаются соответствующие записи в формуляре ракеты.

Принцип работы МДУ основан на непрерывной подаче компонентов топлива из баков ракеты в камеру сгорания двигателя с помощью ТНА. Необходимая величина давления компонентов топлива на входе в камеру сгорания двигателя создаётся работой двух центробежных насосов «О» и «Г». Для их нормальной работы желательно

возможно большее давление компонентов топлива на входе в насосы. С этой целью увеличивается давление в баках путём подачи в них сжатого воздуха. Величина давления в баках выбрана из расчёта обеспечения безкавитационной работы насосов. Безкавитационный режим исключает срывы в работе насосов и способствует достижению ими заданных рабочих параметров. Более того, наддув баков ускоряет выход двигателя на рабочий режим работы.

Запуск МДУ осуществляется автоматически и обеспечивается действием цепи старта ракеты. По команде «Пуск» с пульта управления стрельбой напряжение +27 В от корабельного источника питания подаётся на пиропатрон пускоотсечного пироклапана наддува ампульной батареи ракеты. Пиропатрон срабатывает, сжатый воздух из баллона ёмкостью 0,175 л и давлением 350 кг/см<sup>2</sup> поступает в корпус ампульной батареи для разрушения ампул с электролитом. Примерно через 1,5 с ампульная батарея выходит на рабочий режим и автоматически подключается к бортовой сети ракеты. При выходе корабля на боевой курс, соответствующий направлению полёта КР в точку включения УСН, происходит разарретирование гироскопов автопилота. Автопилот выдаёт в цепь старта ракеты сигнал «Гироскопы разарретированы». По этому сигналу по цепи старта от корабельного источника питания поступает напряжение +27 В на пиропатроны СПРД-192 и происходит его запуск. Под воздействием тяги СПРД-192 срываются срезные болты крепления ракеты к направляющим пусковой установки корабля, с началом движения ракеты отстыковывается бортразъём АЭРУ-129-ВР-47 и извлекаются чеки механических выключателей ТВК-22.000. При срабатывании чек ТВК-22.000 подаётся питание на следующие электроцепи:

- пускового пироклапана наддува топливных баков;
- пиропатрона порохового стартера;
- реле времени ЭМРВ-27Б для задержки срабатывания пиропатрона МРК;
- сигнализатора давления СДУ-4А-075 для переключения маршевого двигателя на второй режим работы;
- бортового оборудования ракеты.

Ракета продолжает движение и сходит с направляющих пусковой установки носителя. Через 0,65 с реле времени ЭМРВ-27Б подаёт электрический импульс на пиропатрон механизма раскладывания крыла, и консоли крыла занимают разложенное положение.

При достижении в баках избыточного давления 2,5 кг/см<sup>2</sup> срабатывают сигнализаторы давления 2С-2,5А, замыкающие электрические

цепи пускоотсечных пироклапанов ускоренного наддува баков. Подача воздуха высокого давления в баки по магистрали ускоренного наддува прекращается. Дальнейший наддув баков обеспечивается редуктором, который в течение всей работы ЖРД поддерживает давление в баках на уровне  $3,2 \pm 0,8 \text{ кг/см}^2$ .

Заданный режим работы двигателя на первом и втором режимах поддерживается регулятором тяги, стабилизатором камеры сгорания и стабилизатором газогенератора. При достижении ракетой маршевой скорости полёта 315...320 м/с сигнализатор давления СДУ-4А-0,75 замыкает цепь питания пиропатрона регулятора тяги. При срабатывании пиропатрона изменяется настройка регулятора тяги. В соответствии с изменившейся настройкой регулятора расход компонентов топлива через ТНА в газогенератор уменьшается, и двигатель переходит на второй экономичный режим работы.

Работа МДУ прекращается при израсходовании одного из компонентов топлива – «О» или «Г».

**Характеристика компонентов топлива.** Топливом называется совокупность горючего и окислителя, которые в результате химической реакции окисления в камере сгорания выделяют тепловую энергию. В качестве компонентов топлива используют вещества, обладающие большим запасом химической энергии и имеющие высокую теплопроизводительность. Они должны легко воспламеняться и полностью сгорать. Важное значение имеет соотношение компонентов топлива, т.е. сколько килограмм «О» необходимо на килограмм «Г» для полного его сгорания.

Маршевая двигательная установка крылатой ракеты с ЖРД работает на следующих компонентах топлива: окислителе АК-20К и горючем ТГ-02.

Окислитель АК-20К выполнен на основе азотной кислоты и представляет собой тяжёлую легкоподвижную жидкость красноватого цвета, сильно дымящую на воздухе. Химическая формула окислителя имеет следующий вид:  $\text{АК-20К} = \text{HNO}_3 + \text{N}_2\text{O}_4 + \text{H}_2\text{O}$ . Разработанные на основе трёхкомпонентных растворов окислители обозначаются буквами АК, за которыми следуют цифры, характеризующие среднее содержание четырёхоксида азота ( $\text{N}_2\text{O}_4$ ) в растворе. Существенный недостаток окислителя – высокая коррозионная активность. Снижение коррозионной активности достигается введением замедлителей коррозии – ингибиторов. Ингибиторами в АК-20К являются фтористый водород – HF (0,5...0,7)% и ортофосфорная кислота –  $\text{H}_3\text{PO}_4$  (1,0...1,3)%. Добавка в окислитель фтористого водорода сни-



жает активность по отношению к алюминиево-магниевым сплавам, добавка ортофосфорной кислоты снижает активность по отношению к стали. Кроме того, введение ортофосфорной кислоты повышает охлаждающие способности окислителя. Нейтрализация трубопроводов и баков производится содовым раствором –  $\text{Na}_2\text{CO}_3$ .

К другим эксплуатационным характеристикам АК-20К относится плотность –  $1580 \text{ кг/м}^3$ ; допустимая концентрация в воздухе –  $5 \times 10^{-3} \text{ мг/л}$ .

Попадание окислителя на кожу может вызвать ожог. При работах необходимо применять комплект индивидуальной защитной одежды и изолирующий противогаз. Невырабатываемый остаток окислителя в баке – не более 4 л.

Горючее ТГ-02 выполнено на основе производных аммиака – аминов. Представляет собой маслянистую легкоподвижную жидкость от жёлтого до тёмно-коричневого цвета. Стабильно при обычных температурах. Горючее практически не вызывает коррозии стали и сплавов алюминия, пожароопасно. Другие эксплуатационные характеристики горючего ТГ-02: плотность –  $840 \text{ кг/м}^3$ ; допустимая концентрация в воздухе –  $5 \times 10^{-2} \text{ мг/л}$ .

ТГ-02 (по ГОСТ 17147-80 или ВТУ № ЕУ-66-54 МХП, сокр. от «Топливо ГИПХ-02»), также несекретное название – «продукт Самин») является смесью технических изомерных ксилидинов и технического триэтиламина.

Состав горючего ТГ-02 разработан в Германии в годы Второй мировой войны под названием «Тонка-250». Использовался на ряде крылатых и баллистических ракет, а также на ракетах-носителях. Также были разработаны смеси «Тонка-500» (35% октана, 20% бензола, в том числе ксилол, 12% ксилидина, 10% анилина, 10% метилвинилового эфира, 8% этиламина, 5% метиламина) и R-Stoff (последняя часто отождествляется с горючим «Тонка-250», хотя содержит иное соотношение компонентов – 43% триэтиламина и 57% ксилидинов).

Попадание горючего на кожу может вызвать ожог. При работах необходимо применять комплект индивидуальной защитной одежды и изолирующий противогаз. Невырабатываемый остаток горючего в баке – не более 3 л.

## **1.4. Боевое оснащение ПКР тактического назначения**

### ***1.4.1. Назначение, технические характеристики и устройство боевой части ПКР ТН***

Боевое оснащение включает в свой состав боевую часть; взрывательное устройство.

На ПКР ТН устанавливается фугасно-кумулятивная боевая часть, предназначенная для поражения надводных кораблей противника: тяжёлых и лёгких крейсеров, фрегатов, эсминцев, транспортов, ракетных и торпедных катеров.

В состав боевой части входят корпус; разрывной заряд; инициирующий блок.

#### Основные технические характеристики БЧ:

длина боевой части, мм .....	855
диаметр боевой части, мм .....	738
угол наклона кумулятивной выемки, ° .....	25
диаметр кумулятивной выемки, мм .....	500
общий вес боевой части, кг .....	480
в том числе:	
вес корпуса, кг .....	86
вес разрывного заряда, кг .....	390
вес передаточного детонатора, кг .....	0,140
вес дополнительного детонатора, кг .....	0,140

**Корпус** представляет собой герметичную сварную конструкцию цилиндрической формы с двумя боковыми срезами. Корпус воспринимает нагрузки, действующие на боевую часть в процессе эксплуатации. Торец его скошен под углом 25° для обеспечения требуемого наклона кумулятивной выемки. На корпусе размещаются узлы стыковки боевой части с отсеком ракеты, такелажные узлы и балансировочные грузы.

Основные части корпуса: фланец, обечайка и дно, соединённые между собой сваркой.

**Фланец** – штампованная алюминиевая деталь с отверстием диаметром 455 мм на плоскости, скошенной под углом 25°. К отверстию примыкает кумулятивная облицовка, представляющая собой стальную полусферу диаметром 500 мм и толщиной стенки 15 мм. Между полусферой и фланцем установлена паронитовая прокладка для обеспечения герметичности. Облицовка крепится к фланцу 24 винтами.

**Обечайка** – алюминиевая, сваренная из двух штампованных деталей. Представляет собой цилиндр, срезанный по бокам. Боковые срезы профилированы для придания корпусу жёсткости и предотвращения перемещений разрывного заряда при эксплуатации боевой части.

**Дно** представляет собой штампованную алюминиевую конструкцию с заливочной горловиной диаметром 350 мм. Заливочная горло-

вина закрывается крышкой, которая крепится на 12 шпильках гайками. Герметичность между крышкой и дном обеспечивает паронитовая прокладка. К дну приварены две опорные площадки для установки боевой части в отсек ракеты. В специальное гнездо на дне вкладывается дополнительный детонатор.

**Разрывной заряд.** Боевая часть может снаряжаться взрывчатой смесью МС (морская смесь) или ТГАГ-5 (тротил, гексоген, алюминий, галовакс) (табл. 5 и 6).

Снаряжение смесью МС производится вибрационным методом, смесью ТГАГ-5 – методом кусковой заливки.

Т а б л и ц а 5

Состав разрывного заряда

ВВ	Тротил (%)	Гексоген (%)	Алюминиевый порошок (%)	Флегматизатор (%)	Галовакс (хлористый нафталин) (%)
МС	19	57	17	7	—
ТГАГ-5	60	24	16	—	5 (свыше 100)

Т а б л и ц а 6

Основные характеристики взрывчатых веществ

ВВ	Плотность (г/см <sup>3</sup> )	Скорость детонации (м/с)	Фугасность (см <sup>3</sup> )	Чувствительность к удару (м)
МС	1,68	7050...7150	500	20...28
ТГАГ-5	1,68	6900...7100	434	16...20

Фугасность – характеристика взрывчатого вещества. Служит мерой его общей работоспособности, разрушительного, метательного и иного действия взрыва. Основное влияние на фугасность оказывает объем газообразных продуктов взрыва. Точное определение истинной работоспособности технически затруднено, поэтому обычно фугасность определяют и выражают в относительных единицах по сравнению со стандартными ВВ (как правило, кристаллическим тротилом).

Для измеренной таким образом фугасности часто применяют термин «тротиловый эквивалент».

Чувствительность к удару – характеристика взрывчатых веществ, определяющая вероятность возникновения взрыва при внешнем воздействии ударного характера. Чувствительность к удару чаще всего определяют в специальных устройствах, позволяющих получать воспроизводимые результаты. Наиболее распространённые числовые показатели:

- минимальное значение высоты падения груза на прибор, снаряжённый взрывчатым веществом, при котором со 100 %-й вероятностью происходит взрыв этого ВВ в стандартных условиях;
- процент взрывов при определённом количестве испытаний с падением груза стандартной массы с определённой высоты на прибор, снаряжённый ВВ.

**Иницирующий блок** служит для стыковки с боевой частью двух электрических взрывателей и выдачи огневого импульса на подрыв разрывного заряда. Он состоит из алюминиевого корпуса, передаточного детонатора и дополнительного детонатора. Иницирующий блок комплектуется электрическими взрывателями, которые фиксируются в корпусе накладными гайками.

**Корпус блока** выполнен из литого алюминия с двумя отходящими под углом  $19^\circ$  полыми цилиндрами, в которые вкладываются взрыватели. В корпусе имеется отверстие для установки передаточного детонатора.

**Передаточный детонатор** состоит из двух тетриловых шашек весом 140 г, вложенных в стакан. Стакан вворачивается в корпус блока.

**Дополнительный детонатор** представляет собой также тетриловую шашку весом 140 г, вложенную в алюминиевый футляр. Футляр вкладывается в специальное гнездо на дне корпуса боевой части.

Для установки боевой части в отсек ракеты на корпусе предусмотрены три опорные площадки с отверстиями и грузовые винты, вворачиваемые в верхнюю часть корпуса. Одна опорная площадка расположена на фланце, две другие приварены к дну корпуса. При установке боевая часть через люк опускается в отсек ракеты и устанавливается своими опорными площадками на соответствующие опорные площадки отсека, при этом отверстия совмещаются со специальными шпильками, и закрепляется гайками. После установки боевой части в отсек грузовые винты снимаются.

#### 1.4.2. Принцип действия БЧ

По принципу действия боевая часть является фугасно-кумулятивным боеприпасом, т.е. фугасное действие в направлении цели усиливается кумулятивным эффектом. Кумулятивный эффект достигается применением заряда с полусферической выемкой в направлении цели. При встрече ракеты с целью от контактных датчиков срабатывает электромеханическое взрывательное устройство, передающее детонационный импульс разрывному заряду через передаточный и дополнительный детонаторы. При этом взрывчатому веществу передается ударная волна сжатия, вызывающая резкое повышение температуры и давления, что способствует мгновенной химической реакции в сжатом слое. Образовавшиеся газообразные продукты взрыва создают ударную волну сжатия в следующем слое взрывчатого вещества и т.д. В результате обжатия продуктами взрыва стальной облицовки полусферической выемки формируется плотный поток кумулятивной струи вдоль оси кумулятивной выемки. Кумулятивная струя движется в направлении цели со скоростью 3...4 км/с и обладает мощным бронепробивным действием, способным на значительном расстоянии вызвать детонацию боеприпасов, возгорание топлива, поражение живой силы и техники. Давление в точке воздействия кумулятивной струи примерно  $100000 \text{ кг/см}^2$ .

Для поражения жизненно важных центров корабля, находящихся ниже ватерлинии, ось кумулятивной выемки наклонена под углом  $25^\circ$  к оси боевой части.

#### ***1.4.3. Взрывательное устройство: назначение, состав, принцип действия***

Взрывательное устройство предназначено для безопасной эксплуатации ПКР на корабле и для подрыва боевой части ракеты. Представляет собой электромеханическое взрывательное устройство контактного действия предохранительного типа с дальним взведением. Взрывательное устройство состоит из двух самостоятельных идентичных каналов, каждый из которых способен выполнить все функции, возложенные на ВУ в целом.

Основные характеристики взрывательного устройства:

1. Обеспечивает надежный подрыв и полноту детонации разрывного заряда фугасно-кумулятивной боевой части ПКР при любых, практически возможных, углах встречи ракеты с целью, грунтом любой плотности, а также при падении в воду со скоростью не менее 200 м/с.
2. Имеет две ступени предохранения по питанию:

- первая ступень предохранения снимается при извлечении механических выключателей – чек ТВК-22.000 в момент начала движения ракеты по направляющим пусковой установки;

- вторая ступень предохранения снимается при наличии стартового ускорения (5,5...8,5) g.

3. Имеет постоянное время дальнего взведения, равное  $(15,5 \pm 1,2)$  с при любой дальности стрельбы (предохранение по огневой цепи).

4. Допускает возможность многоразового контроля с помощью контрольной аппаратуры – до 100 раз.

5. Общий вес взрывательного устройства – 15 кг.

Условия эксплуатации ВУ:

- непрерывное нахождение на корабле без проверки – до 1 года;
- сохранение своих эксплуатационных свойств в течение 6 лет;
- температурный интервал эксплуатации – от  $-20^{\circ}$  до  $+40^{\circ}$ ;
- воздействие относительной влажности – до 98%.

Состав ВУ:

1) программно-временной блок – расположен в отсеке № 6;

2) система инициирования – расположена в отсеке № 2;

3) датчики взрывательного устройства:

- шесть контактных штыревых датчиков – расположены на раме отсека № 1;

- четыре электромеханических датчика – расположены на раме отсека № 1;

- два контактно-трубчатых датчика – расположены в консолях крыла;

4) кабельные трассы.

**Программно-временной блок** предназначен для регистрации стартовых перегрузок, отработки времени взведения и коммутации электрических цепей по заданной программе. Общий вес прибора – 3,3 кг.

В состав прибора входят два инерционных механизма; два временных механизма.

**Инерционный механизм** предназначен для регистрации стартовых перегрузок. Принцип его действия основан на коммутации электрической цепи с помощью инерционного тела. При возникновении ускорений инерционное тело перемещается, сжимая пружину, и замыкает цепь между контактами одной группы и замыкает цепь между контактами другой группы. Величины ускорений, при которых происходит размыкание и замыкание контактов, определяются конструк-

тивными параметрами: массой инерционного тела, начальным поджатием, жёсткостью и массой пружины. Общий вес механизма – 300 г.

**Временной механизм** предназначен для отработки времени взведения и коммутации электрических цепей в определённой временной последовательности. Принцип его действия заключается в следующем: электродвигатель постоянного тока вращает систему кулачков, которые посредством рычагов производят переключение контактов микровыключателей в определённой временной последовательности. Временной механизм рассчитан на три интервала времени: 2 с, 14 с, 15,5 с. Общий вес механизма – 400 г.

**Система инициирования** предназначена для сообщения детонирующего импульса заряду взрывчатого вещества. Система состоит из двух электрических взрывателей и двух детонаторных узлов. Детали и узлы взрывателя размещены в стальном корпусе. Основная часть взрывателя – предохранительный механизм, обеспечивающий безопасность его эксплуатации. Детонаторный узел навёрнут на нижнюю часть корпуса.

В служебном положении огневая цепь взрывателя механически разобщена, т.е. капсюль-детонатор, находящийся на якоре, смещён относительно электрозапалов и передаточного заряда на угол приблизительно 90°. Это третья ступень предохранения взрывательного устройства по огневой цепи, которая снимается через 15,5 с полёта ракеты для любой дальности стрельбы (заданное удаление).

Через 15,5 с взрыватель приходит в боевое положение, происходит набор огневой цепи: электрозапал → капсюль-детонатор → передаточный заряд → детонаторный узел. Через эту цепочку огневой импульс передаётся на заряд взрывчатого вещества. Время срабатывания взрывателей – не более 300 мкс. Масса одного снаряжённого взрывателя – 1,35 кг.

На взрыватель при выпуске его с завода-изготовителя и в процессе хранения навинчена заглушка красного цвета. Габарит взрывателя с навёрнутой заглушкой больше габарита взрывателя, снаряжённого детонаторным узлом (диаметр заглушки на 11 мм больше диаметра детонаторного узла). Это позволяет исключить ошибочную установку взрывателя с навёрнутой заглушкой.

**Блок датчиков** взрывательного устройства состоит из шести контактных штыревых датчиков и четырёх электромеханических датчиков. Датчики расположены на раме первого отсека. Расстояние между передним срезом боевой части и местом размещения датчиков составляет примерно 900 мм, что наиболее эффективно обеспечивает

одновременное кумулятивное и фугасное действие заряда боевой части.

Помимо этих датчиков, два контактно-трубчатых датчика расположены в консолях крыла.

Основной узел контактного штыревого датчика – реакционный контакт – состоит из внутреннего и наружного контактов. Контакты изготовлены из мельхиора и изолированы друг от друга. Между ними имеется воздушный зазор – 3...4 мм. Снаружи датчик защищён от случайных механических повреждений пластмассовым колпачком, который при установке на ракету снимается. Датчик работает на смятие.

Контактно-трубчатые датчики также работают на смятие. Датчик состоит из наружного и внутреннего контактов. Наружный контакт представляет собой трубку из нержавеющей стали диаметром 12 мм. Внутренний контакт выполнен в виде проволоки из нержавеющей стали диаметром 2 мм, которая натянута на 17 полиэтиленовых изоляторах. Для обеспечения изоляции датчика от корпуса изделия наружный контакт снаружи покрыт термостойким изоляционным материалом. Вес одного датчика – 900 г.

Основной узел электромеханического датчика – генератор, который состоит из постоянного магнита и катушки. При встрече с преградой на датчик действуют линейные ускорения, вызывающие перемещение магнита. Магнитный поток, охватывающий катушку, изменяется, что вызывает появление ЭДС в обмотке генератора.

#### ***Работа взрывательного устройства:***

1. *Взаимодействие элементов взрывательного устройства в период предстартовой подготовки.* При проведении предстартовой подготовки проверяется исходное состояние взрывательного устройства и наличие ступеней предохранения.

Механические выключатели – чеки ТВК-22.000 вставлены, следовательно, питание на взрывательное устройство не подаётся. Первая ступень предохранения включена.

Инерционный механизм обесточен, нет стартового ускорения (5,5...8,5) g. Вторая ступень предохранения включена.

Огневая цепь взрывателя разобщена, т.е. капсуль-детонатор смещён относительно электрозапалов и передаточного заряда на угол примерно 90°. Третья ступень предохранения включена.

2. *Взаимодействие элементов взрывательного устройства при нажатии кнопки «Старт».* Ракета начинает движение по направляющим пусковой установки. Происходит расстыковка бортразъёма АЭРУ-129-2ВР-47.



Извлекаются механические выключатели – чеки ТВК-22.000, происходит замыкание их контактов. При этом снимается первая ступень предохранения и подаётся питание на взрывательное устройство.

Напряжение +27 В через замкнувшиеся контакты ТВК-22.000 и контакт В4 временного механизма подключается к внутренним электродам контактных штыревых и контактно-трубчатых датчиков. В случае замкнутости одного или нескольких датчиков взрывательного устройства они исключаются из огневой цепи посредством перегорания соответствующих предохранителей.

3. *Взаимодействие элементов взрывательного устройства в полёте.* При достижении ракетой стартового ускорения (5,5...8,5) g замыкаются контакты инерционного механизма. Вторая ступень предохранения по питанию снимается. При этом напряжение +27 В подключается к обмотке инерционного механизма, который самоблокируется через свои замкнувшиеся контакты, а также к обмотке двигателя временного механизма, в результате чего двигатель запускается. Начинается отсчёт времени полёта.

Через 14 с полёта, после запуска электродвигателя переключаются контакты В2 и В3 временного механизма. При этом:

- напряжение +27 В отключается от внутренних электродов контактных штыревых и контактно-трубчатых датчиков;
- электрозапал Э2 подключается одним своим выводом к внутренним электродам контактных штыревых и контактно-трубчатых датчиков, а электрозапал Э1 – к одному из выводов электромеханических датчиков.

Через (15,5±1,2) с, прошедших с момента запуска электродвигателя, переключаются контакты В4 временного механизма. При этом:

- напряжение +27 В отключается от обмоток электродвигателя, в результате чего он останавливается;
- напряжение +27 В через переключатель А2 (контакты 1–4) предохранительного механизма подаётся на обмотки электромагнита взрывателя. В результате якорь с капсулем-детонатором разворачивается на 90°, тем самым набирается огневая цепь: электрозапал → капсуль-детонатор → передаточный заряд → детонаторный узел;
- якорь с капсулем-детонатором стопорится в боевом положении фиксатором (переключатель А2), который опускается в своё нижнее положение. При этом электрозапал Э2 своим вторым выводом через переключатель А2 (контакты 2–3) подключается к напряжению +27 В, а электрозапал Э1 своим вторым выводом подключается ко второму выводу электромеханических датчиков через контакты пере-

ключателя А1. С момента срабатывания предохранительного механизма взрывательное устройство приведено в боевое положение.

При встрече ракеты с преградой взрыватель срабатывает либо в результате смятия одного или нескольких контактных штыревых или контактно-трубчатых датчиков, либо в результате срабатывания любого электромеханического датчика. В обоих случаях срабатывание электрозапалов приводит к срабатыванию капсуля-детонатора, передаточного заряда и детонаторного узла.

4. *Работа ВУ при аварийном срабатывании чек ТВК-22.000 и инерционного механизма.* Аварийное срабатывание чек ТВК-22.000 и инерционного механизма в одном канале не приводит к взведению взрывателя благодаря заложенной в программно-временной блок системе самоконтроля (самозащита). Основной элемент этой системы – дистанционный переключатель Р1. К минусовому выводу переключателя Р1 через разъём АЭРУ-129-2ВР-47 от корабельного источника подключено напряжение –27 В; к плюсовому выводу переключателя Р1 через контакт В1 временного механизма подключено напряжение +27 В. При аварийном срабатывании чек ТВК-22.000 и инерционного механизма в одном из каналов запускается двигатель временного механизма. Через 2 с замыкается контакт В1, в результате чего переключатель Р1 срабатывает, снимая тем самым напряжение +27 В с ВУ сработавшего канала. В результате на пульте предстартового контроля лампочка «ВУ готов» соответствующего канала гаснет. При аварийном срабатывании чек ТВК-22.000 и инерционных механизмов одновременно в двух каналах система самоконтроля работает аналогично, отключая оба канала. При этом старт изделия невозможен, так как разрывается цепь готовности к старту.

## **1.5. Электрооборудование ПКР тактического назначения**

### ***1.5.1. Назначение, состав, размещение электрооборудования***

Электрооборудование обеспечивает питание бортовой аппаратуры, взрывательного устройства, задействование механизма раскладывания крыла, запуск и переключение режимов работы маршевого двигателя, обогрев ПВД-5 и ампульной батареи, переключение питания с борта носителя на борт ракеты.

Состав электрооборудования:

- источники электроэнергии;
- коммутационная аппаратура;
- кабельная сеть.

Особенности электрооборудования ПКР:

- электросеть ракеты выполнена по однопроводной схеме;
- для удобства поиска неисправностей и ремонта элементы электрооборудования разбиты на группы, каждой из которых присвоен буквенный шифр:

Э – электрооборудование;

А – автопилот и временной механизм;

С – станция самонаведения и сигнализация;

В – взрывательное устройство;

РВ – радиовысотомер;

СЛ – система ликвидации (на ракетах, предназначенных для практических стрельб);

- опасные цепи, цепи пирозарядов запитываются непосредственно от ампульной батареи, что исключает возможность случайной подачи напряжения на пирозаряды при проверках изделия и при проведении предстартовой подготовки;

- электрические связи опасных цепей с бортовым источником электроэнергии осуществляются через специальный «Разъём безопасности» ШЭ-3, который должен находиться в расстыкованном состоянии при всех работах, связанных с проверками изделия, и состыковывается непосредственно перед выходом корабля в море;

- предусмотрена механическая блокировка опасных цепей в виде механических выключателей ТВК-22.000, чеки которых выдерживаются с началом движения ракеты во время старта;

- для исключения возможного возникновения токов наводки опасные цепи имеют малую длину и экранированы.

Составные части электрооборудования:

1. Первичный источник электропитания – серебряно-цинковая ампульная батарея, расположенная в отсеке аппаратуры.

2. Вторичные источники электропитания – преобразователи ПО-1500ВТ-3И и ПТ-125Ц, также расположенные в отсеке аппаратуры.

3. Электрораспределительное устройство ракеты, которое размещается в передней части отсека аппаратуры и включает в себя все коммутирующие элементы схемы электрооборудования, а также шину питания агрегатов электрооборудования:

- контактор 8Э – контактор подключения (отключения) ампульной батареи к (от) силовой шине ракеты;

- контактор 9Э – контактор подачи питания на автопилот;

- контактор 11Э – контактор включения обогрева ампульной батареи;

- контактор 12Э – контактор включения обогрева ПВД-5;
- реле времени – реле, выдающее сигнал на подрыв пиропатрона механизма раскладывания крыла. В ЭРУ установлены два реле, которые электрически соединены параллельно (для повышения надежности). Время установки – 0,65 с;
- контактор 16Э – контактор подрыва пиропатронов наддува топливных баков и запуска маршевого двигателя;
- контактор 17Э – контактор подрыва пиропатрона отсечки ускоренного наддува бака «О»;
- контактор 18Э – контактор подрыва пиропатрона отсечки ускоренного наддува бака «Г»;
- контактор 19Э – контактор подрыва пиропатрона переключения режима работы маршевого двигателя;
- контактор 20Э – контактор подачи питания на радиовысотомер;
- контактор 21Э – контактор запуска преобразователя ПО-1500ВТ-3И и подачи питания на УСН.

4. Электроразрывной агрегат АЭРУ-129-2ВР-47 (бортразъём) представляет собой пылебрызгозащищённый электрический агрегат, предназначенный для соединения (разъединения) электрических цепей, и имеет 129 разъёмных контактных пар и две высокочастотные контактные пары для контроля ВЧ сигналов радиовысотомера. АЭРУ-129-2ВР-47 размещается по правому борту фюзеляжа между рамами №16 и №19.

5. Механические выключатели ТВК-22.000 представляют собой блок из пяти микровыключателей. При вставленных чеках контакты четырёх микровыключателей разомкнуты, а контакты одного замкнуты (контроль установки чек). Установлены на правом борту фюзеляжа ракеты между рамами №18 и №19. При нахождении ракеты на корабле чеки связаны тросиками с пусковой установкой. Механические выключатели ТВК-22.000 обеспечивают:

- подачу питания на пиропатрон запуска маршевого двигателя;
- подачу питания на пиропатрон запуска воздушной системы;
- переключение питания обогрева ПВД-5 с корабельного источника на бортовой;
- подачу питания на ВУ (снятие первой ступени предохранения ВУ);
- подачу питания на реле времени механизма раскладывания крыла;

- подачу питания на пиропатрон переключения режима работы маршевого двигателя.

6. Сигнализаторы давления 2С-2,5А срабатывают при достижении в баке «О» и баке «Г» соответственно давления  $2,5 \text{ кг/см}^2$ . При этом выдаётся напряжение на контакторы подрыва пиропатронов отсеки ускоренного наддува баков «О» и «Г».

7. Сигнализатор давления СДУ-4А-0,75 срабатывает при достижении ракетой скорости маршевого полёта  $315 \dots 320 \text{ м/с}$  (датчиком скорости является приёмник воздушного давления ПВД-5). Обеспечивает подачу напряжения на пиропатрон регулятора тяги маршевого двигателя. Устанавливается в верхней части отсека №4.

8. Датчик давления 2ДТ-400С предназначен для дистанционного замера давления сжатого воздуха в баллонах. Установлен также в верхней части отсека №4.

9. Концевые выключатели Д-703 (1С, 2С, 3С, 4С) срабатывают при отклонении рулей от нейтрального положения (при наземной или предстартовой подготовке системы управления ракетой):

1С – руль направления вправо;

2С – руль направления влево;

3С – рули высоты вниз;

4С – рули высоты вверх;

Концевые выключатели 1С и 2С установлены в механизме концевых выключателей перед рамой №27 в верхней части хвостового отсека фюзеляжа. Концевые выключатели 3С и 4С – в механизме концевых выключателей перед рамой №28 по правому борту.

10. Пиропатроны:

- 25Э – пиропатрон наддува ампульной батареи; срабатывает при подаче напряжения  $+27 \text{ В}$  от бортового источника питания через АЭРУ-129-2ВР-47;

- 26Э – пиропатрон наддува топливных баков; срабатывает при подаче напряжения  $+6 \text{ В}$  от ампульной батареи при извлечении чек ТВК-22.000;

- 28Э – пиропатрон механизма раскладывания крыла; срабатывает при подаче напряжения  $+6 \text{ В}$  от ампульной батареи через  $0,65 \text{ с}$  после извлечения чек ТВК-22.000;

- 29Э – пиропатрон отсеки ускоренного наддува бака «О»; срабатывает при подаче напряжения  $+6 \text{ В}$  от ампульной батареи при достижении давления в баке «О»  $2,5 \text{ кг/см}^2$ ;

- 30Э – пиропатрон отсеки ускоренного наддува бака «Г»; срабатывает при подаче напряжения  $+6 \text{ В}$  от ампульной батареи при достижении давления в баке «Г»  $2,5 \text{ кг/см}^2$ .

Пиропатроны располагаются на специальной панели отсека № 4. Доступ обеспечивается через лючок «Пиропатроны, заправка воздухом»;

- 27Э – пиропатрон запуска маршевого двигателя; срабатывает при подаче напряжения +6 В от ампульной батареи при извлечении чека ТВК-22.000;
- 31Э – пиропатрон переключения режима работы маршевого двигателя; срабатывает при достижении ракетой маршевой скорости полёта 315...320 м/с.

Пиропатрон 27Э устанавливается на пороховом стартере маршевого двигателя. Доступ к нему обеспечивается через лючок с надписью «Пиропатрон, запуск двигателя. ШЭ-27». Пиропатрон 31Э устанавливается на регуляторе тяги маршевого двигателя. Доступ обеспечивается через лючок «Пиропатрон, 2-й режим. ШЭ-31».

### *1.5.2. Характеристики источников питания*

**Ампульная батарея** представляет собой химический источник тока одноразового действия ампульной конструкции. Она предназначена для питания постоянным электрическим током с номиналами напряжений =27 В и =6 В бортового электрооборудования. Напряжение =27В используется для питания вторичных источников питания (преобразователей) и бортовых приборов системы управления; напряжение =6 В – для питания цепей пиропатронов.

Для обеспечения необходимого срока годности электролит и электроды в батарее разобщены. Электролит – щёлочь калия (КОН) хранится в эластичных пластиковых ампулах. Положительные электроды выполнены из оксида серебра ( $\text{Ag}_2\text{O}$ ), отрицательные – из цинка (Zn). Задействование батареи происходит при подаче в ампульный отсек сжатого воздуха под давлением (9...13) кг/см<sup>2</sup>. Воздух подаётся от баллона расчётного объёма (0,175 л) при срабатывании пиропатрона 25Э – пиропатрона наддува ампульной батареи. Наддув батареи и последующее её подключение к бортовой сети ракеты производится по команде «Старт», подаваемой с пульта прибора управления стрельбой корабля-носителя. При этом эластичные ампулы сжимаются, электролит прорывает мембраны и заполняет всё свободное пространство между электродами. Время выхода батареи на рабочий режим – 1,5 с. Для поддержания внутри ампульной батареи температуры не ниже +18°C предусмотрен электрообогрев. Электрообогрев включается с пульта предстартового контроля, а требуемая температура поддерживается автоматически с помощью терморегулятора,

установленного в корпусе батареи. Доступ к ампульной батарее обеспечивается через люк с надписью «Аппаратура».

**Преобразователь ПО-1500ВТ-3И** предназначен для преобразования постоянного тока напряжением  $\approx 27$  В бортовой сети в однофазный переменный ток с напряжением  $\sim 115$  В частотой 400 Гц. Данный номинал напряжения предназначен для питания станции самонаведения (РГС ДС-М или ТГС «Снегирь») и радиовысотомера РВ-8. Преобразователь состоит из электродвигателя постоянного тока и однофазного генератора переменного тока. Роторы двигателя и генератора размещены на одном валу. Коробка управления преобразователем устанавливается отдельно от преобразователя.

Подход к преобразователю ПО-1500ВТ-3И и к коробке управления обеспечивается через люк с надписью «Аппаратура». На преобразователь установлен кожух с патрубком для отвода горячего воздуха за борт ракеты. Охлаждение преобразователя осуществляется крыльчаткой, находящейся на одном валу с ротором.

Технические данные преобразователя ПО-1500ВТ-3И:

- мощность – 1500 Вт;
- скорость вращения – 8000 об/мин;
- КПД – не ниже 0,5;
- вес – не более 30 кг.

**Преобразователь ПТ-125Ц** предназначен для преобразования постоянного тока напряжением  $\approx 27$  В бортовой сети в трёхфазный переменный ток номиналом  $\sim 36$  В 400 Гц. Данный номинал напряжения предназначен для питания гироскопов автопилота АПП-25В. Преобразователь состоит из электродвигателя постоянного тока смешанного возбуждения и трехфазного синхронного генератора, расположенных на одном валу. Подход к преобразователю ПТ-125Ц обеспечивается через люк с надписью «Аппаратура».

Технические данные преобразователя ПТ-125Ц:

- мощность – 125 Вт;
- скорость вращения вала – 12000 об/мин;
- охлаждение – воздушное.

### ***1.5.3. Взаимодействие элементов электрооборудования***

*Взаимодействие элементов электрооборудования в период проведения предстартовой подготовки:*

1. Включение корабельного распределительного щита питания ракет. При этом напряжение  $+27$  В через клемму 9 АЭРУ-129-ВР-47

подаётся на обмотку контактора 11Э обогрева ампульной батареи. Если температура ампульной батареи ниже +18°C, контактор 11Э срабатывает и через его контакты напряжение +27 В подаётся на электронагреватель ампульной батареи.

2. На пульте ДК-131А (АПК) нажимается кнопка «Проверка аппаратуры». При этом происходит следующее:

- отключение ампульной батареи от силовой шины ракеты: напряжение +27 В через клемму 6 АЭРУ-129-2ВР-47 подаётся на обмотку контактора 8Э. При срабатывании контактора силовая шина ракеты отключается от ампульной батареи, тем самым подготавливается цепь сигнала «Батарея заряжена»;

- сигнализация о наличии питающего напряжения на ракете на пульте ДК-131А: напряжение +27 В с корабельного щита питания ракет через клемму 8 АЭРУ-129-2ВР-47 подаётся на силовую шину ракеты, при этом через клемму 1 АЭРУ-129-2ВР-47 проходит сигнал «Напряжение БС»;

- обогрев приёмника воздушного давления ПВД-5: напряжение +27 В через клемму 13 АЭРУ-129-2ВР-47 и контакты контактора 12Э поступает на спираль обогрева ПВД-5;

- запуск преобразователей ПО-1500ВТ-3И и ПТ-125Ц: напряжение +27 В с корабельного щита питания ракет через клемму 8 АЭРУ-129-2ВР-47 подаётся на силовую шину ракеты и далее на запуск преобразователей ПТ-125Ц (через контакты контактора 9Э) и ПО-1500ВТ-3И (через контакты контактора 21Э);

- наличие сигнала «Чеки вставлены» на пульте ДК-131А: напряжение +27 В с корабельного щита питания ракет через клемму 9 АЭРУ-129-2ВР-47 подаётся на первую пару контактов микровыключателей ТВК-22.000, при этом через клемму 15 АЭРУ-129-2ВР-47 проходит сигнал «Чеки вставлены»;

- сигнализация на пульте ДК-131А об отклонении рулей от нейтрального положения: напряжение +27 В с корабельного щита питания ракет через клемму 8 АЭРУ-129-2ВР-47 подаётся на силовую шину ракеты и далее на концевые выключатели:

- 1С, 4С, при этом через клемму 4 АЭРУ-129-2ВР-47 проходит сигнал «Рули вправо вверх»;

- 2С, 3С, при этом через клемму 5 АЭРУ-129-2ВР-47 проходит сигнал «Рули влево вниз».

При нагреве батареи до температуры +18°C её температурное реле снимает «минус» с обмотки контактора 11Э и через его контакты,



через клемму 10 АЭРУ-129-2ВР-47 на пульт ДК-131А проходит сигнал «Батарея нагрета». Обогрев батареи при этом отключается.

По окончании цикла предстартовой подготовки через 240 с или через 60 с при наличии предварительного прогрева на пульте ДК-131А загорается транспарант, сигнализирующий о готовности ракеты к старту.

*Взаимодействие элементов электрооборудования при нажатии кнопки «Старт»:*

1. Напряжение +27В через клемму 14 АЭРУ-129-2ВР-47 подаётся на пиропатрон 25Э, который срабатывает, открывая тем самым доступ сжатому воздуху из баллона объёмом 0,175 л в ампульную батарею. Через 1,5 с батарея приводится в рабочее состояние и через контакты контактора 8Э и клемму 7 АЭРУ-129-2ВР-47 на пульт ДК-131А подаётся сигнал «Батарея заряжена».

2. Через 0,5 с после поступления сигнала «Батарея заряжена» снимается напряжение +27 В с клеммы 6 АЭРУ-129-2ВР-47 (срабатывает реле времени РВ1-1), обмотка контактора 8Э обесточивается и через его контакт ампульная батарея подключается к силовой шине ракеты.

3. Спустя еще 0,5 с реле времени РВ1-2 пульта ДК-131А отключает силовую шину ракеты от источника электроэнергии корабля-носителя, и подаётся команда на разарретирование свободных гироскопов автопилота (через клеммы 72 и 73 АЭРУ-129-2ВР-47).

4. Через клемму 74 в систему приборов управления стрельбой поступает сигнал «Свободные гироскопы разарретированы». При выполнении условий старта в приборе 75-II срабатывает соответствующее реле и подаётся напряжение на пиросвечи стартового двигателя.

*Взаимодействие элементов электрооборудования в полёте.* С началом движения ракеты по направляющим пусковой установки происходит расстыковка АЭРУ-129-2ВР-47 и извлекаются чеки ТВК-22.000. При этом контакты четырёх микровыключателей чек замыкаются.

При замыкании второй пары чек ТВК-22.000:

- с силовой шины ракеты напряжение +27 В подаётся на обмотку контактора 16Э. Контакт срабатывает, и напряжение +6 В от ампульной батареи подаётся на пиропатроны 26Э (пиропатрон наддува топливных баков) и 27Э (пиропатрон запуска маршевого двигателя);

- напряжение +27 В с силовой шины ракеты подводится к контактам сигнализаторов наддува топливных баков 23Э и 24Э. Подго-

тапливается цепь отсечки ускоренного наддува баков «О» и «Г». При достижении давления в баках  $2,5 \text{ кг/см}^2$  срабатывают сигнализаторы давления 23Э и 24Э и напряжение +27 В подаётся на контакторы 17Э и 18Э. Контактторы срабатывают, при этом +6В от ампульной батареи поступает на пиропатроны 29Э и 30Э (пиропатроны отсечки ускоренного наддува баков «О» и «Г»);

- напряжение +27 В с силовой шины ракеты подаётся на обмотку контактора 12Э, который срабатывает и включает обогрев ПВД-5 от ампульной батареи. (Отключение обогрева ПВД-5 от источника электроэнергии корабля-носителя происходит в момент расстыковки АЭРУ-129-2ВР-47).

При замыкании третьей пары чек ТВК-22.000:

- напряжение +27 В с силовой шины ракеты поступает на электродвигатели двух, соединенных параллельно, электромеханических реле времени: 13Э и 14Э (происходит запуск реле задержки времени раскладывания крыла). Подготавливается цепь срабатывания механизма раскладывания крыла. Через  $(0,65 \pm 0,08)$  с реле времени 13Э и 14Э срабатывают, при этом напряжение +6 В от ампульной батареи подаётся на пиропатрон 28Э (пиропатрон механизма раскладывания крыла). Происходит раскладывание крыла;

- напряжение +27 В с силовой шины ракеты подаётся на программно-временной механизм ДВМ для его запуска.

При замыкании четвёртой пары чек ТВК-22.000:

- напряжение +27 В с силовой шины ракеты поступает к контактам датчика скоростного напора СДУ-4А-0,75. Подготавливается цепь переключения маршевого двигателя на второй режим. При достижении ракетой маршевой скорости (315...320) м/с срабатывает (от ПВД-5) датчик скоростного напора СДУ-4А (7Э) и напряжение +27 В подаётся на контактор 19Э. Контакттор срабатывает, при этом +6 В от ампульной батареи поступает на пиропатрон 31Э (пиропатрон регулятора тяги маршевого двигателя). Маршевый двигатель переключается на второй (маршевый) режим работы.

При замыкании пятой пары чек ТВК-22.000:

- напряжение +27 В с силовой шины ракеты подводится к программно-временному механизму взрывательного устройства для снятия первой ступени предохранения по питанию.

Дальнейший полёт ракеты управляется бортовой аппаратурой без изменений в работе электрооборудования.

## Контрольные вопросы

1. Назвать основные части ПКР ТН. Раскрыть их назначение.
2. Описать устройство планера ПКР ТН.
3. Перечислить требования, предъявляемые к компоновке ПКР. Описать состав компоновочной схемы и назвать основные весовые и габаритные характеристики ПКР ТН.
4. Раскрыть состав ЖРД. Пояснить назначение, устройство и работу камеры сгорания.
5. Объяснить назначение, устройство и работу блока подачи ЖРД.
6. Объяснить назначение, состав и работу воздушной системы МДУ.
7. Объяснить назначение, состав и работу топливной системы МДУ.
8. Объяснить назначение, состав и работу агрегатов системы стабилизации и регулирования тяги ЖРД.
9. Рассказать об устройстве и принципе работы боевой части.
10. Описать устройство основных элементов взрывательного устройства.
11. Объяснить работу взрывательного устройства по функциональной схеме.
12. Объяснить работу электрооборудования в период проведения предстартовой подготовки по функциональной схеме.
13. Объяснить работу электрооборудования при нажатии кнопки «Старт».
14. Объяснить работу электрооборудования в начале движения и в полёте.

## **2. УСТРОЙСТВО ПРОТИВОКОРАБЕЛЬНОЙ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ ТАКТИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ КОРАБЕЛЬНОЙ РАКЕТНОЙ СИСТЕМЫ CLUB**

### **2.1. Общие сведения о корабельной ракетной системе Club**

#### ***2.1.1. Назначение, состав и основные ТТХ***

ПКР 3М-54, опытно-конструкторская разработка которой была начата в 80-х гг, в настоящее время реализована в качестве боевого средства, входящего в состав КРК «Калибр», состоящего на вооружении ВМФ РФ и в экспортном варианте входящего в состав корабельной ракетной системы Club, разработанной в четырёх модификациях:

- интегрированная ракетная система Club-S для вооружения подводных лодок со стандартными торпедными аппаратами калибра 533 мм с ракетами для поражения надводных, наземных и подводных целей;

- интегрированная ракетная система Club-N для вооружения надводных кораблей с унифицированными вертикальными пусковыми установками с ракетами для поражения надводных, наземных и подводных целей;

- береговой комплекс ракетного оружия Club-M с ракетами для поражения надводных и наземных целей;

- крылатые ракеты авиационного базирования для поражения надводных и наземных целей.

Состав комплекса, состоящего на вооружении надводных кораблей проекта 11356:

- боевые средства в транспортно-пусковых стаканах (8 шт.);
- подпалубная универсальная вертикальная пусковая установка;
- корабельная система управления стрельбой;
- корабельная обеспечивающая аппаратура;
- комплект наземного оборудования;
- комплект учебно-тренировочных средств.

**Боевые средства** КРС Club-N включают три типа различных по назначению ракет:

- 3М-54ТЭ – для поражения надводных кораблей;
- 91РТЭ2 – для поражения подводных лодок;
- 3М-14ТЭ – для поражения наземных целей.

Геометрические и весовые данные ракеты 3М-54ТЭ:

длина ракеты со стартовым двигателем (ТПС), м .....	8,9
размах крыла, м .....	2,2
диаметр фюзеляжа (ТПС), м .....	0,645
вес ракеты в ТПС, кг .....	3516
вес ракеты со стартовым двигателем (стартовый вес), кг .....	1951
вес стартового двигателя, кг .....	372
вес боевой части, кг .....	200

**Подпалубная универсальная вертикальная пусковая установка** 3С-14Э позволяет осуществлять пуск ракет без ограничения скорости хода корабля-носителя. Ракеты в количестве восьми штук размещаются в ВПУ в транспортно-пусковых стаканах.

**Корабельная система управления стрельбой** (КСУС 3Р-14Н-11356), в состав которой входит пульт управления ракетным оружием, при работе боевых средств корабля в режиме «Централизованный»

взаимодействует с боевой информационно-управляющей системой БИУС «Требование-М» с целью получить:

- исходные данные для проведения расчётов досягаемости, эффективности и условий безопасности кораблей соединения;
- рекомендованную точку старта ракет;
- рекомендованные пункты поворота маршрута полёта ракет залпа;
- направление подхода ракет к цели;
- рекомендованное количество ракет на каждую цель и (или) заданную эффективность стрельбы.

При взаимодействии КСУС с РЛК ЗЦ-25Э «Гарпун» в режиме работы боевых средств корабля «Резервный» выдаются целеуказания по одной или двум целям, указанным командиром, в виде формуляров, содержащих следующие сведения: N – номер цели (приоритет), Д – дальность до цели, П – пеленг на цель, К – курс цели, v – скорость цели. Минимальный объём данных – пеленг на цель.

Корабельная обеспечивающая аппаратура включает:

- боевую информационно-управляющую систему «Требование-М»;
- радиолокационный комплекс – РЛК ЗЦ-25Э «Гарпун»;
- систему инерциальной навигации и стабилизации – СИНС «Ладога-МЭ»;
- систему совместного применения оружия – ССПО «Блокировка-11356».

**БИУС «Требование-М»** обеспечивает взаимодействие с КСУС в режиме работы боевых средств корабля «Централизованный».

**РЛК ЗЦ-25Э «Гарпун»** обеспечивает взаимодействие с КСУС в режиме работы боевых средств корабля «Резервный».

**СИНС «Ладога-МЭ»** автоматически транслирует в КСУС координаты и скорость носителя, параметры бортовой и килевой качки, рыскания.

**ССПО «Блокировка-11356»** решает задачи совместного применения боевых средств корабля, формирует и выдаёт в КСУС сигналы на разрешение или запрет стрельбы.

**Комплект наземного оборудования** предназначен для наземной эксплуатации ракет, комплектующих элементов, боевых частей и ЗИП на всех этапах их прохождения от предприятия-изготовителя до погрузки на корабль.

**Комплект учебно-тренировочных средств** включает тренажёры по боевому применению ракет, учебно-действующие и учебно-

разрезные ракеты, комплект учебного технологического оборудования и т.д.

Условия боевого применения комплекса для корабля пр. 11356:

- место старта – от 0° до 85° северной широты и от 0° до 75° южной широты;
- в любое время года и суток, в простых и сложных метеоусловиях (дождь, снег);
- волнение моря в районе старта – до 5 баллов, в районе цели – до 7 баллов;
- температура воздуха – от –40°С до +50°С;
- относительная влажность воздуха – до 98% при температуре + 35°С;
- при маневрировании корабля по курсу и скорости и склонении ракет в любом направлении;
- скорость хода корабля – до максимальной;
- скорость ветра любого направления в районе старта, по трассе полета и у цели – до 20 м/с;
- скорость цели в составе соединения – до 30 узлов, одиночных кораблей – до 40 узлов;
- возможность задания направления (угла) подхода ракет к цели, а также до шести пунктов поворота маршрута.

Боевые возможности комплекса характеризуют следующие ТТХ:

дальность стрельбы максимальная, км .....	200+20 полёт боевой ступени
дальность стрельбы минимальная, км .....	12,5
управление .....	АУ (ИНС)+СН (РГСН)
двигательная установка:	
• стартовый двигатель .....	РДТТ
• маршевый двигатель .....	ТРД
• двигатель боевой ступени .....	РДТТ
тип боевой части .....	ФБЧ проникающего типа
количество одновременно обстреливаемых целей , шт. ....	2
количество ракет в залпе, шт. ....	8
интервал между пусками, с .....	5...10
маршевая скорость полёта ракеты, м/с .....	180...240 (994 для БС)
маршевая высота полета ракеты, м .....	10...20 (5...10 для БС)
время предстартовой подготовки, с .....	300

### ***2.1.2. Устройство вертикальной пусковой установки***

Вертикальная пусковая установка ЗС-14Э предназначена для хранения и боевого использования ракет КРС Club-N. ВПУ размещается на надводном корабле и представляет собой единый модуль,

включающий в себя верхнюю и нижнюю платформы, соединенные между собой пространственной ферменной металлоконструкцией. Исполнительные устройства и механизмы ВПУ размещаются во внутренних полостях платформ. Электрогидроблок, обеспечивающий совместно с приводами открывание (закрывание) крышек ВПУ, размещается в отдельном помещении корабля.

ВПУ дистанционно управляется от корабельной системы управления стрельбой и от пульта ручного управления при погрузке боезапаса, конструктивно обеспечивает повышенную безопасность при эксплуатации и пуске ракет.

Верхняя и нижняя платформы пусковой установки представляют собой металлические плиты с восемью ячейками (ракетоместами). Верхняя плита снабжена индивидуальными бронированными крышками с гидравлическими приводами для каждой ячейки. Средняя часть установки – четыре боковые стенки и внутренние перегородки, выполненные из металлических ажурных ферм. Благодаря вертикальному исполнению установка располагается под палубой, в носовом погребе, что делает ее менее уязвимой для противника. Еще один плюс подобного расположения – экономия места на корабле. Кроме ракет, входящих в состав КРС Club-N, данная пусковая установка может обеспечивать хранение и старт других типов ракет.

#### Основные технические параметры ВПУ ЗС-14Э:

габаритные размеры, мм:

• длина.....	3760
• ширина .....	1970
• высота .....	9580
масса, кг .....	14700
количество ракетомест, шт .....	8
время открывания крышки, с .....	2,5
энергопотребление по цепи 380 В, 50 Гц, трёхфазное, кВт .....	30

### ***2.1.3. Траектория полёта***

Траектория полёта ПКР ЗМ-54ТЭ имеет ряд особенностей. После выхода ракеты из ТПС происходит раскрытие аэродинамических рулей маршевой ступени и подключение их к управлению движением ракеты по курсу, крену и тангажу. После окончания работы СД и набора высоты порядка 150 м происходит его отделение и включение ДУ маршевой ступени. Через 2 с после отделения СД формируется команда на раскрытие крыла и начинается управляемое движение маршевой ступени по заданному маршруту полёта. На маршевом

участке траектории ракета движется с околосвуковой скоростью под управлением инерциальной системы. В процессе полёта маршевая ступень может совершать подъёмы на высоту до 500 м для пролёта над островами. Для преодоления зон ПВО, облёта островов или из тактических соображений на маршевом участке полёта могут задаваться поворотные пункты маршрута (до шести ППМ), с разворотом в каждом на угол до 90°. На дистанции около 30...40 км от цели ракета делает «горку» (400 м) для кратковременного включения активной радиолокационной головки самонаведения, обзора и обнаружения цели. После захвата цели ГСН бортовой комплекс управления формирует траекторию подхода ракеты к точке отделения боевой ступени, выдаёт команду на разделение ступеней, раскрытие рулей БС и запуск двигателя БС. Непосредственно перед целью выполняется специальный зигзагообразный противоракетный маневр.

## 2.2. Общее устройство ПКР ЗМ-54ТЭ

### 2.2.1. Устройство ТПС

ТПС предназначен:

- для размещения полностью снаряженной ракеты;
- защиты ракеты от внешних воздействий при эксплуатации на корабле, хранении на базах и арсеналах и при транспортировании в контейнере любыми видами транспорта;
- загрузки (выгрузки) в вертикальную пусковую установку;
- обеспечения старта или аварийного выброса ракеты из ВПУ.

Состав ТПС:

- разрушаемая крышка;
- корпус;
- защитная труба;
- задняя секция;
- днище.

**Разрушаемая крышка** предназначена для герметизации внутреннего объема ТПС и защиты ракеты от внешних воздействий при хранении, транспортировании и эксплуатации. Она состоит из металлического кольца и разрушаемого купола. В кольце установлены резиновые кольца для герметичного соединения с корпусом ТПС. В куполе крышки выполнены ослабленные сечения, по которым происходит разрушение крышки при работе стартового двигателя ракеты. К корпусу ТПС крышка крепится болтами.



На наружной поверхности передней крышки вырезаны четыре паза и проточка для байонетного соединения с переходником, к которому крепится траверса загрузочной балки, а также имеется шпонка, служащая для ориентации транспортно-пускового стакана в пусковой установке.

**Корпус** представляет собой цилиндр, выполненный из композиционных материалов с металлическими закладными частями: передним кольцом, направляющими, задним кольцом. На торце заднего кольца имеются резьбовые отверстия для соединения корпуса с задней секцией.

На внутренней поверхности переднего кольца размещается обтюрирующий пояс с отверстиями, предназначенными для прохода газов к разрушаемой крышке при пуске ракеты.

На переднем и заднем кольцах корпуса имеются две горловины TEST D и TEST A, предназначенные для проверки герметичности соединения корпуса ТПС с разрушаемой крышкой и задней секцией.

Для заземления ТПС с ВПУ и при проведении работ на технической позиции на переднем торце корпуса расположены два отверстия под болты заземляющих проводников.

**Защитная труба** установлена внутри корпуса. Она защищает ракету от воздействия газов работающего стартового двигателя, проникающих к разрушаемой передней крышке ТПС по кольцевой щели, образованной между внутренней поверхностью ТПС и защитной трубой. Защитная труба крепится своим фланцем к кронштейнам заднего кольца корпуса ТПС болтами.

**Задняя секция** предназначена для размещения механизма снятия блокировки, механизма стыковки электроразъема, устройства снятия блокировки, блока аварийного выброса и для раскрепления ракеты в ТПС.

Задняя секция представляет собой металлическое кольцо, которое болтами крепится к корпусу ТПС. Внутри задней секции на кронштейнах размещаются основные устройства ТПС. На наружной поверхности секции имеется контрольная площадка для установки квадранта оптического.

Механизм снятия блокировки предназначен для включения (выключения) предохранительно-пускового устройства стартового двигателя. Механизм закреплен болтами на опорах задней секции и представляет собой корпус с поршневым каналом, двумя камерами и четырьмя резьбовыми гнездами.

Механизм стыковки электроразъема предназначен для подключения розетки электроразрывного агрегата «Андога-14» к вилке АЭРВД-100М ракеты с требуемым усилием.

Устройство снятия блокировки предназначено для открывания шарикового замка электроразрывного соединителя для подачи питания на пиропатрон запуска СД ракеты по цепи аварийного выброса. Устройство расположено на кронштейне задней секции.

Блок аварийного выброса предназначен для увода ракеты от носителя на безопасное расстояние при её аварийном выбросе. Он представляет собой металлический насадок с внутренним вкладышем из теплозащитного материала и мембраной. Насадок удерживается на ракете с помощью двух кронштейнов, крепящихся к торцу ракеты пироболтами и разрывными болтами с тарированным (минимальным) усилием разрыва. В свою очередь, кронштейны БАВ крепятся к кронштейнам ТПС разрывными болтами с тарированным (максимальным) усилием разрыва.

При штатном выстреливании по сигналу КСУС подрываются пироболты крепления БАВ к ракете, запускается СД и до начала движения КР разрывные болты крепления БАВ к ракете удерживают КР в ТПС. Разрывные болты рвутся, БАВ остаётся в ТПС.

При аварийном выбросе под действием давления газов стартового двигателя рвутся разрывные болты крепления БАВ к ТПС, БАВ удерживается на ракете пироболтами и вместе с ракетой выходит из ТПС. За счёт косо́го среза насадка происходит увод ракеты от носителя.

В случае отказа стартового двигателя и подрыва пироболтов крепления блока аварийного выброса к ракете, разрывные болты обеспечивают крепление ракеты в ТПС для её дальнейшей выгрузки.

**Днище** предназначено для герметизации внутренней полости ТПС и защиты механизмов ВПУ от воздействия газов работающего СД. Оно представляет собой металлическую сферическую крышку, которая закрывает внутреннюю полость ТПС. Во фланце днища выполнены отверстия под болты, крепящие днище к задней секции. В его донной части имеются отверстия, в которых установлены и закреплены вилка электроразрывного агрегата «Андога-14» и вилка соединителя безопасности.

### ***2.2.2. Устройство и компоновочная схема ракеты***

ПКР ЗМ-54ТЭ размещается в ТПС и включает в себя три ступени:

- стартовую ступень (стартовый двигатель);

- маршевую ступень;
- боевую ступень.

Устройство ракеты таково, что каждая из последующих ступеней является составной частью предыдущей.

Отделяемая часть **стартовой ступени** включает в себя задний блок; отсек стартового двигателя.

**Задний блок** представляет собой силовой элемент ракеты, предназначенный для закрепления её в ТПС. В нём расположены:

- электрические кабели с разъёмами, обеспечивающие связь БКУ ракеты с КСУС и АСК;
- блок поворотно-управляемого сопла с системой газопитания и газовыми приводами;
- предохранительно-пусковое устройство.

**Стартовый двигатель** массой 372 кг способен развивать тягу 6480 кгс, время работы – от 10,45 до 14,55 с.

**Маршевая ступень** включает корпус; рулевой отсек; боевую ступень.

**Корпус** – основная несущая часть МС, состоит из балки и отсека топливной системы. Корпус предназначен для размещения крыла, топлива, узлов и агрегатов топливной системы, удержания (фиксации) БС. Крыло размещается в специальной нише балки вместе с механизмами поворота и расстопорения. Оно имеет двояковыпуклый несимметричный профиль и состоит из панели, наконечника и балки, на которой в средней части установлены два опорных ролика. Отсек топливной ступени предназначен для размещения топлива и агрегатов топливной системы. Он представляет собой цилиндр с нишей воздухозаборника, служащего для забора и формирования воздушного потока, поступающего в маршевый двигатель.

**Рулевой отсек** предназначен для размещения маршевого двигателя с его агрегатами и арматурой, а также органов управления полётом ракеты и их приводов. Каждый руль имеет по одному шарнирному узлу сложения, благодаря которому происходит складывание рулей в пространстве между наружными обводами РО и внутренней поверхностью ТПС. В качестве маршевого двигателя используется турбореактивный двухконтурный двигатель ТРДД. Двигатель крепится к корпусу РО в трёх местах. Передние крепления жёсткие, заднее – подвижное, допускающее продольное перемещение двигателя при температурном расширении.

Состав **боевой ступени**:

- приборный отсек с обтекателем;

- отсек боевой части;
- отсек двигателя;
- рулевой отсек.

**Приборный отсек** с радиопрозрачным обтекателем предназначен для размещения аппаратуры бортового комплекса управления. Под обтекателем размещены датчики системы электромеханического взрывательного устройства.

Боевая часть устанавливается в **отсек БЧ** через люк и крепится двумя лентами, стягивающимися винтовым соединением. В передней части отсека установлен блок предохранительный коммутационный, входящий в состав ЭМБУ. В нижней части отсека установлены приёмная и передающая антенны радиовысотомера.

В качестве **двигателя БС** применяется реактивный двигатель твёрдого топлива.

**Рулевой отсек** предназначен для размещения соплового блока двигателя, органов управления полётом БС и газосистемы, обеспечивающей питание исполнительных механизмов. На заднем торце корпуса РО закреплена сопловая крышка, которая с помощью уплотнительного кольца обеспечивает герметизацию внутренней полости двигателя. На днище крышки шарнирно закреплён механизм расталкивания ступеней. Схема укладки рулей различна. Пара верхних рулей имеет по два шарнирных узла, пара нижних – по одному.

## 2.3. Двигательная установка ПКР ЗМ-54ТЭ

### 2.3.1. Назначение, основные технические характеристики, устройство стартового двигателя

Стартовый двигатель предназначен для вывода ракеты из ТПС, разгона маршевой ступени до скорости, необходимой для дальнейшего полета, и управления движением ракеты на стартовом участке траектории.

Технические характеристики двигателя:

масса, кг .....	372
тяга, кН (кгс) .....	63,5 (6480)
время работы, с .....	от 10,45 до 14,55

Корпус стартового двигателя цилиндрической формы изолирован от порохового заряда теплозащитным покрытием. Со стороны маршевой ступени установлена крышка, закреплённая винтами.

Внутри порохового заряда выполнена полость, в которой проходит электромагистраль, обеспечивающая электрическую связь БКУ с оборудованием стартовой ступени. Электромагистраль термоизолирована.

Блок поворотного-управляемого сопла имеет возможность отклоняться в двух плоскостях с помощью двух газовых приводов ПГ-12-01.

БПУС включает в себя дно; раструб с поворотной обоймой сопла.

### ***2.3.2. Назначение, устройство и работа двигателя маршевой ступени***

МДУ ПКР 3М-54ТЭ предназначена для сообщения требуемой для полёта ракеты тяги, питания систем ракеты электроэнергией и сжатым воздухом.

Состав МДУ ПКР 3М-54ТЭ:

- маршевый двигатель – турбореактивный двухконтурный двигатель ТРДД-50БЭ;
- блок выпрямления и регулирования БВПр-3;
- комплексный регулятор двигателя;
- топливная система;
- система топливопитания и регулирования;
- бортовая система охлаждения.

ТРДД снабжён системами, обеспечивающими автоматический запуск двигателя, его управление в полёте, а также снабжающими агрегаты ракеты сжатым воздухом и электроэнергией.

Состав ТРДД:

- компрессор;
- камера сгорания;
- турбина;
- реактивное сопло;
- центральный привод;
- коробка приводов агрегатов.

**Компрессор** предназначен для повышения давления воздуха контуров высокого и низкого давления. Обеспечивая сжатие воздуха перед поступлением его в камеру сгорания, компрессор даёт возможность получать большие значения тяги при достаточно высоком КПД и сравнительно малых габаритах двигателя. Компрессор – трёхступенчатый, оседагональный и состоит:

- из одноступенчатого компрессора контура низкого давления, выполненного в виде вентилятора и двухрядного спрямляющего аппарата;

- двухступенчатого компрессора контура высокого давления.

Компрессор КВД состоит из осевой и диагональной ступеней. В состав осевой ступени входит рабочее колесо, сидящее на валу ротора ТВД, и направляющего аппарата. Диагональная ступень включает диагональное колесо компрессора, радиальный и осевой диффузоры, расположенные в камере сгорания.

Кольцевая **камера сгорания** состоит из корпуса; наружного и внутреннего кожухов; вращающейся форсунки.

Двухступенчатая **турбина** осевого типа состоит из турбины высокого давления и турбины низкого давления. Каждая ступень турбины состоит из соплового аппарата и рабочего лопаточного колеса.

ТВД предназначена для привода компрессора высокого давления, генератора и агрегатов коробки приводов. Лопатки соплового аппарата турбины – полые, охлаждаемые воздухом, который затем поступает в КС через обечайку внутреннего кожуха.

ТНД предназначена для привода компрессора низкого давления.

В **реактивных соплах** происходит разгон газового потока и увеличение его кинетической энергии за счёт изменения проходного сечения сопла в направлении течения. Реактивное сопло контура высокого давления предназначено для создания реактивной силы тяги. Реактивное кольцевое сопло, образованное наружным кожухом сопла, предназначено для создания дополнительной силы тяги внешнего контура ТРДД. Оба сопла суживающиеся, с дозвуковой скоростью потока в них.

**Центральный привод** предназначен для передачи крутящего момента от ротора ТВД на коробку приводов и генератор.

**Коробка приводов** обеспечивает распределение крутящего момента на агрегаты двигательной установки.

**Блок выпрямления и регулирования БВПР-3** предназначен:

- для выпрямления переменного тока, поступающего с турбогенератора;

- регулирования величины напряжения постоянного тока;

- выдачи сигнала готовности генератора для работы под нагрузкой;

- выдачи напряжения на потребители.

**Комплексный регулятор двигателя** предназначен для регулирования и управления режимами работы маршевого двигателя.

**Топливная система** обеспечивает заправку топливом и бесперебойную подачу его при различных режимах и условиях полёта. Состав топливной системы:

- система заправки и слива топлива;
- система наддува баков;
- система подачи топлива.

**Основные функции системы топливопитания и регулирования:**

- дозирование топлива при запуске, разгоне, сбросе и на установившихся режимах;
- управление режимом работы двигателя по командам БКУ;
- формирование команд по управлению запуском и остановом после получения команды от БКУ;
- автоматический самоконтроль исправности регулятора, цепей датчиков и исполнительных механизмов при подаче сигнала от системы подготовки пуска;
- формирование сигналов для телеметрической системы.

**Работа ТРДД.** По команде БКУ срабатывает пиропатрон, поджигающий заряд твёрдого топлива газогенератора системы запуска. Продукты сгорания газогенератора поступают на рабочие лопатки ТВД, которая обеспечивает раскрутку ротора ТВД. Одновременно включаются пиросвеча и агрегат зажигания, воспламеняющие топливно-воздушную смесь в камере сгорания двигателя. ТРДД выходит на рабочий режим. Поступающий во входное устройство ТРДД воздух сжимается в компрессоре КНД и разделяется на два потока: первичный по внутреннему контуру и вторичный по наружному контуру. Сжатый воздух, проходящий по наружному контуру, охлаждает камеру сгорания и реактивное сопло контура высокого давления; выходя из кольцевого реактивного сопла, создаёт реактивную тягу наружного контура ТРДД.

Воздух, проходящий по внутреннему контуру, дополнительно сжимается в компрессоре КВД и поступает в КС. В КС сжатый воздух обеспечивает сгорание топлива и охлаждение внутренних деталей КС. Часть энергии, образовавшейся за счёт сгорания топлива, преобразуется в механическую энергию на ТВД. Оставшаяся энергия преобразуется в реактивном сопле в реактивную тягу контура высокого давления. Таким образом, полная реактивная тяга РДТТ складывается из реактивных тяг, создаваемых в реактивных соплах первого и второго контуров.

Питание постоянным током бортового оборудования после выхода ТРДД на рабочий режим обеспечивается системой генерирования энергии, имеющей в своём составе генератор, сидящий на валу, и БВНР.

### **2.3.3. Назначение, устройство и работа двигателя боевой ступени**

Двигатель боевой ступени (РДТТ) предназначен для создания тяги и управляемого движения на боевом участке траектории. Он включает заряд; крышку; блок; сигнализатор; предохранительно-пусковое устройство.

**Заряд** в виде отформованного смесового твердого топлива размещается в цилиндрическом стальном корпусе с внутренним теплозащитным покрытием.

На наружной поверхности корпуса расположены два ряда бобышек для крепления электромагистралей, соединяющих БКУ с рулевым отсеком.

**Крышка** имеет фланец с отверстиями под болты для крепления ее к корпусу и штуцер, на котором установлен сигнализатор подъема давления в камере сгорания двигателя. Внутренняя поверхность защищена от воздействия продуктов сгорания теплозащитным покрытием.

**Блок** состоит из стального дна и титанового раструба, внутренняя поверхность которых специально спрофилирована и защищена теплозащитным и эрозионно-стойким покрытием.

**Сигнализатор** фиксирует наличие давления при выходе РДТТ на рабочий режим и подает сигнал в БКУ.

**Предохранительно-пусковое устройство** предназначено для исключения несанкционированного запуска двигателя в период хранения и при транспортировании, а также для обеспечения гарантированного включения РДТТ в полете.

ППУ включает в себя воспламенитель, пироэнергодатчик и предохранительное устройство.

Воспламенитель воспламеняет топливный заряд РДТТ через форсажную втулку.

Предохранительное устройство представляет собой корпус, в котором канал, соединяющий пироэнергодатчик с воспламенителем, перекрыт мембраной, опирающейся в закрытом положении на шток.

Перемещение штока для освобождения мембраны осуществляется с помощью привода ППУ, срабатывающего при раскрытии руля в момент отделения боевой ступени ракеты от маршевой.

При срабатывании пироэнергодатчика в открытом положении ППУ давлением газов мембрана прорывается, и форс пламени поступает на воспламенитель.

Сопловой блок РДТТ занимает центральную полость рулевого отсека и устанавливается при сборке боевой ступени.



## **2.4. Боевое оснащение ПКР 3М-54ТЭ**

### ***2.4.1. Назначение, технические характеристики, устройство и размещение боевой части***

На ПКР 3М-54ТЭ устанавливается проникающая, фугасная, вкладного типа боевая часть 3Г-54Э. Боевая часть состоит из стального корпуса, разрывного заряда, двух шашек дополнительного детонатора. Корпус БЧ представляет собой тело вращения оживально-цилиндрической формы с притуплением и состоит из оболочки, крышки и защитной крышки.

На крышке закреплены находящиеся внутри корпуса стаканы под электромеханические взрыватели и трубки для датчиков разрушения БЧ.

Защитная крышка предназначена для защиты элементов электро-механического взрывательного устройства, размещаемых на боевой части, от наседающей массы ракеты, а также для обеспечения гарантийных сроков хранения этих элементов.

Область поражающего действия БЧ:

- зона фугасного действия с характерными размерами от 8 до 9 м от точки взрыва БЧ;
- зона осколочного действия стальных осколков в пределах отсеков корабля-цели, смежных с зоной фугасного действия, от 12 до 15 м от точки взрыва.

БЧ устанавливается на ложементы корпуса через люк и крепится двумя металлическими лентами, которые стягиваются с помощью винтового соединения. От продольного перемещения боевая часть удерживается двумя зубьями, которые входят в пазы в заднем ложементе. Перед монтажом БЧ в отсек на нее устанавливаются два электромеханических взрывателя, два датчика разрушения и жгут для связи с электромеханическим взрывательным устройством и БКУ. После установки БЧ в отсек крышка люка ставится на место.

### ***2.4.2. Взрывательное устройство: состав, назначение, принцип действия***

Электромеханическое взрывательное устройство предохранительного типа предназначено для выдачи исполнительного импульса на подрыв проникающей боевой части по сигналу от контактных датчиков с замедлением и без замедления.

ЭМВУ обеспечивает подрыв БЧ с замедлением для заглубления внутрь корабля-цели при наличии условий для проникновения. При отсутствии таких условий система обеспечивает мгновенный подрыв БЧ.

Состав ЭМВУ:

- блок предохранительно-коммутационный БПК-203;
- два датчика контактных штыревых ДКШЖ-548Э;
- два датчика кабельных разрушения ДК-558-2;
- два электромеханических взрывателя ЭМВ-558.

ЭМВУ имеет две ступени предохранения, снимаемые по командам «ВО2» от сигнализатора подъема давления в камере, и «ВО3» от БКУ.

Команда «ВО2» формируется при выходе двигателя боевой ступени ракеты на нормальный режим работы. Команда «ВО3» («Взвездение») выдается за 10 с до расчетного момента подрыва БЧ.

Питание на ЭМВУ подается из БКУ.

## **2.5. Электрооборудование ПКР ЗМ-54ТЭ**

### ***2.5.1. Назначение, состав электрооборудования, бортовые источники питания***

Электрооборудование предназначено для работы в составе ракеты и обеспечивает следующее:

- питание от батарейного источника тока бортовой аппаратуры на стартовом и боевом участках траектории полета ракеты;
- питание от генераторного источника тока бортовой аппаратуры на маршевом участке траектории;
- связь бортовой аппаратуры ракеты с аппаратурой контроля, подготовки и пуска ракеты;
- выдачу в аппаратуру ракеты сигналов «Потеря жесткой связи», «Рули маршевой ступени раскрыты», «Рули боевой ступени раскрыты»;
- электрические связи бортовой аппаратуры ракеты.

Состав электрооборудования ракеты:

- ампульная батарея;
- переключатель потери жесткой связи;
- переключатель раскрытия рулей боевой ступени;
- переключатель раскрытия рулей маршевой ступени;
- электрические связи (соединители, жгуты, магистрали);
- заглушка соединителя безопасности.

Потребители электроэнергии в ракете:

- бортовой комплекс управления с головкой самонаведения и исполнительными механизмами стартовой, маршевой и боевой ступеней ракеты;
- ЭМВУ;
- топливный насос;
- пироэлементы ракеты;
- аппаратура маршевого двигателя.

Источники электроэнергии в ракете – батарейный источник питания и генераторный источник питания.

В качестве БИП используется ампульная батарея, обеспечивающая питание потребителей электроэнергии постоянным током напряжением 27 В. Батарея задействуется по команде «Взвести БИП» и с этого момента питает аппаратуру ракеты до выхода на режим ГИП, после чего происходит отключение БИП от потребителей. Перед отделением боевой ступени БИП снова подключается к потребителям и обеспечивает их питание до конца полета боевой ступени.

ГИП представляет собой генератор переменного тока, установленный на валу маршевого двигателя, и блок выпрямления и регулирования напряжения. ГИП предназначен для питания потребителей ракеты после запуска и выхода на режим маршевого двигателя на маршевом участке траектории полета ракеты. ГИП имеет два выходных канала. Первый обеспечивает питанием аппаратуру управления постоянным током напряжением 27...29 В; второй – электроприборы механизма привода рулей постоянным током напряжением 26...30 В.

### ***2.5.2. Электрические связи***

Электрическая схема ракеты обеспечивает проведение предстартового контроля и пуска ракеты, реализацию управления, исполнение команд на системы и узлы ракеты, выдачу и приём сигналов с датчиков, переключателей, сигнализаторов в процессе движения ракеты и её ступеней на всех участках траектории, а также разрывы электрических связей при отделениях стартового двигателя и боевой ступени ракеты.

Электрические связи ракеты обеспечиваются применением различных типов малогабаритных и стандартных субминиатюрных соединителей. При разделении ступеней во время полёта ракеты электрические связи разрываются специальными соединителями.

Электрические связи ракеты с аппаратурой носителя обеспечиваются с помощью электроразрывного агрегата «Андога-14». В его конструкции с одной стороны установлена 100-контактная розетка,

стыкуемая с вилкой АЭРВД-100М на ракете, с другой стороны имеется 120-контактная вилка стакана, закрепляемая на днище ТПС. При установке ТПС вилка стакана автоматически сочленяется с розеткой аппаратуры ВПУ.

Между стартовой ступенью и задним блоком установлен соединитель Х02, розетка которого имеет теплостойкий изолятор для защиты электроцепей от воздействия высокотемпературных газов работающего СД.

Между маршевой ступенью и стартовым двигателем установлены соединители Х03, Х04, а между боевой ступенью и балкой – Х06, Х07, Х08, конструкция которых обеспечивает быструю саморасстыковку до момента выбора слабины жгута при разделении ступеней ракеты. Вилки соединителей имеют устройства отключения электроцепей от контактного поля соединителей работающей ступени для защиты от атмосферных осадков в течение полетного времени. Соединители пылебрызгонепроницаемы по стыку.

В рулевом отсеке боевой ступени установлен соединитель Х05, также пылебрызгонепроницаемый по стыку, обеспечивающий разрыв электроцепей при отделении сопловой крышки рулевого отсека от боевой ступени.

Для подсоединения накладных магистралей к отсеку БЧ и рулевому отсеку боевой ступени применяются миниатюрные прямоугольные соединители Х67, Х68, Х69, Х70, пылебрызгонепроницаемость которых обеспечивается заливкой герметиком.

Блок соединителей Х58, Х59, Х114, Х115, Х119, расположенный в рулевом отсеке, обеспечивает сочленение электроцепей между балкой и рулевым отсеком маршевой ступени.

Управление движением, выдача исполнительных команд в процессе движения ракеты и ее ступеней на всех участках траектории осуществляется аппаратурой БКУ, установленной в боевой ступени. Управление приводами поворотного сопла стартового двигателя (соединители Х110, Х109) производится с соединителя Х1 моноблока.

Команды на пиротехнические устройства поступают через соединители Х4, Х5, Х6 моноблока. Все цепи пиротехнических устройств проходят через соединители безопасности Х55, ХВ9, Х117, Х113, Х145, которые используются для отключения пиротехнических устройств при проведении контроля ракеты в процессе эксплуатации.

Соединители безопасности позволяют проверить наличие всех команд, поступающих от управляющих систем на пиротехнические

устройства, а также целостность цепей до пироэлементов и целостность нитей накаливания пироэлементов путем обтекания их слабым током, гарантирующим несрабатывание этих пироэлементов.

Напряжение  $\approx 27$  В на стартовом участке движения ракеты подается с клемм «+» и «-» ампульной батареи на клеммы 1, 2, 5 моноблока и через соединитель X08 на клеммы 1, 2, 3, 4 блока коммутации маршевой ступени (PP-77). На эти же клеммы с прибора БВПП-3 (+X141, -X141, +X142) подается напряжение  $\approx 27$  В после запуска маршевого двигателя при выходе на режим генератора.

Сигналы с переключателей ПРР (переключатель раскрытия рулей маршевой ступени), ППЖС (переключатель потери жёсткости связи), ПРР1 (переключатель раскрытия рулей боевой ступени) через соединители X111, X112, X78 поступают в систему управления на соединитель X47 моноблока.

Связь электромеханического взрывательного устройства с моноблоком (соединитель X12) и сигнализатором подъёма давления в камере обеспечивается через соединитель XB1. Соединитель безопасности XB9 стыкуется после установки в ракету боевой части ЗГ-54Э.

Электрические связи между блоками и элементами электрооборудования ракеты обеспечивают наборные жгуты из проводов, защищенные от воздействия высоких температур (в отсеках с двигателями маршевой и боевой ступеней) и охлаждающей среды (заборного воздуха с повышенной влажностью) фторопластовыми трубками и липкой резиновой лентой.

Электрические связи в балке выполнены жгутом проводов, закрепленным прижимными планками.

Жгуты связи с пиротехническими устройствами экранированы непрерывно по всей длине электрических цепей, что обеспечивает их защиту от токов наведения.

### **Контрольные вопросы**

1. Назвать основные части ПКР ЗМ-54ТЭ. Раскрыть их назначение.
2. Рассказать об устройстве вертикальной пусковой установки ЗС-14Э.
3. Назвать основные части ТПС. Раскрыть их назначение.
4. Перечислить требования, предъявляемые к компоновке ПКР. Раскрыть состав компоновочной схемы и назвать основные весовые и габаритные характеристики ПКР ТН.

5. Раскрыть состав стартового двигателя. Пояснить его назначение, устройство и работу.
6. Раскрыть состав МДУ ПКР ЗМ-54ТЭ. Пояснить назначение, устройство и работу ТРДД.
7. Раскрыть состав двигателя боевой ступени. Пояснить его работу.
8. Рассказать об устройстве и принципе работы боевого оснащения.
9. Раскрыть состав электрооборудования. Дать характеристику бортовых источников питания.
10. Пояснить электрические связи ПКР ЗМ-54ТЭ.

## О Г Л А В Л Е Н И Е

ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ .....	3
1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ПО УСТРОЙСТВУ ТИПОВОЙ ПРОТИВОКОРАБЕЛЬНОЙ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ ТАКТИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ .....	5
1.1. Характеристика корабельных ракетных комплексов тактического назначения.....	5
1.1.1. Назначение, состав и основные ТТХ корабельных ракетных комплексов тактического назначения.....	5
1.1.2. Устройство пусковых установок .....	8
1.1.3. Траектория полёта ПКР ТН .....	10
1.2. Устройство ПКР тактического назначения .....	11
1.2.1. Основные части ПКР ТН, их назначение и характеристика .....	11
1.2.2. Устройство планера ракеты .....	13
1.2.3. Компоновочная схема ракеты .....	16
1.3. Двигательная установка ПКР тактического назначения .....	18
1.3.1. Назначение, основные технические характеристики СПРД .....	18
1.3.2. Размещение, устройство и работа СПРД.....	19
1.3.3. Назначение, состав, основные технические характеристики и работа МДУ.....	23
1.4. Боевое оснащение ПКР тактического назначения.....	40
1.4.1. Назначение, технические характеристики и устройство боевой части ПКР ТН .....	40
1.4.2. Принцип действия БЧ .....	43
1.4.3. Взрывательное устройство: назначение, состав, принцип действия.....	44
1.5. Электрооборудование ПКР тактического назначения .....	49
1.5.1. Назначение, состав, размещение электрооборудования .....	49
1.5.2. Характеристики источников питания .....	53
1.5.3. Взаимодействие элементов электрооборудования.....	54
2. УСТРОЙСТВО ПРОТИВОКОРАБЕЛЬНОЙ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ ТАКТИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ КОРАБЕЛЬНОЙ РАКЕТНОЙ СИСТЕМЫ CLUB .....	58
2.1. Общие сведения о корабельной ракетной системе Club .....	58
2.1.1. Назначение, состав и основные ТТХ.....	58
2.1.2. Устройство вертикальной пусковой установки .....	61
2.1.3. Траектория полёта .....	62
2.2. Общее устройство ПКР ЗМ-54ТЭ .....	63
2.2.1. Устройство ТПС.....	63
2.2.2. Устройство и компоновочная схема ракеты .....	65
2.3. Двигательная установка ПКР ЗМ-54ТЭ.....	67
2.3.1. Назначение, основные технические характеристики, устройство стартового двигателя.....	67
2.3.2. Назначение, устройство и работа двигателя маршевой ступени ....	68
2.3.3. Назначение, устройство и работа двигателя боевой ступени.....	71

2.4. Боевое оснащение ПКР ЗМ-54ТЭ .....	72
2.4.1. Назначение, технические характеристики, устройство и размещение боевой части .....	72
2.4.2. Взрывательное устройство: состав, назначение, принцип действия.....	72
2.5. Электрооборудование ПКР ЗМ-54ТЭ.....	73
2.5.1. Назначение, состав электрооборудования, бортовые источники питания .....	73
2.5.2. Электрические связи .....	74

*Васильев Сергей Викторович,  
Дюдяев Кирилл Николаевич,  
Петрунин Алексей Владимирович,  
Селезнёв Александр Геннадьевич*

## **Основы теории построения корабельных комплексов крылатых ракет**

### **Часть 1**

#### **Устройство ракет и пусковых установок**

Редактор *А.А. Баутдинова*  
Корректор *Л.А. Петрова*

Компьютерная вёрстка: *О.М. Дмитриева*

Подписано в печать 04.04.2019. Формат 60x84/16. Бумага документная.

Печать трафаретная. Усл. печ. л. 4,5. Тираж 50 экз. Заказ № 61.

Балтийский государственный технический университет  
Типография БГТУ

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