

*Л.Н. БЫЗОВ, В.С. ВЕЛЬГОРСКИЙ, С.Н. ЕЛЬЦИН*

**УСТРОЙСТВО  
И ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ  
АВИАЦИОННОЙ РАКЕТЫ Р-3С**

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

*Л.Н. БЫЗОВ,* *В.С. ВЕЛЬГОРСКИЙ**, С.Н. ЕЛЬЦИН*

# УСТРОЙСТВО И ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ АВИАЦИОННОЙ РАКЕТЫ Р-3С

Учебное пособие

Санкт Петербург  
2005

Авторы: *Л.Н. Бызов*, канд. техн. наук, доц.; *В.С. Вельгорский*, канд. техн. наук, доц.;  
*С.Н. Ельцин*, канд. техн. наук, доц.

УДК 623.462(075.8)  
Б 95

**Бызов, Л.Н.**

**Б95** Устройство и функционирование авиационной ракеты Р-3С: учебное пособие. Изд. 2-е, испр. и доп. / Л.Н. Бызов, В.С. Вельгорский, С.Н. Ельцин; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2005. 45 с.

Пособие содержит техническое описание ракеты и ее составных частей. Описываются траектория полета, алгоритм наведения на цель, принципы действия и функционирование основных узлов ракеты.

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

**УДК 623.462(075.8)**

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

*Утверждено  
редакционно-издательским  
советом университета*

© Авторы, 2005  
© БГТУ, 2005

# 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАКЕТЕ

## 1.1. Назначение

Самонаводящаяся авиационная ракета Р-3С относится к классу ракет “воздух-воздух” и предназначена для вооружения истребителей, атакующих цели в задней полусфере.

Ракета позволяет поражать цели в любое время суток в простых метеорологических условиях (вне облачности) с больших дальностей и большими ракурсами. При этом пилот работает по принципу “выстрелил – забыл”. Ракеты, размещаемые под консолями крыльев могут быть запущены поочередно или залпом.

Наведение ракеты на цель обеспечивается тепловой головкой самонаведения (ТГС) и рулевым приводом. Пуск ракеты производится после “захвата” цели головкой самонаведения, при нахождении носителя в зоне пуска<sup>1</sup> и при отсутствии перегрузки<sup>2</sup>, запрещающей пуск ракеты. О “захвате” цели летчик узнает по звуковому сигналу в шлемофоне, вырабатываемому ТГС. Участие летчика в селекции цели резко повышает помехозащищенность ракеты.

## 1.2. Основные тактико-технические данные

Аэродинамическая схема .....	“Утка”
Система наведения.....	Пассивная, по тепловому излучению цели
Метод наведения .....	Пропорциональное сближение
Время управляемого полета.....	Не менее 21 с
Тип двигателя .....	РДТТ
Полный импульс двигателя.....	36000-40000 Н·с
Масса боевой части.....	11,3 кг
Температурный диапазон применения .....	±50 <sup>0</sup> С
Габаритные размеры:	
длина.....	1838 мм
диаметр.....	127 мм
размах крыльев.....	528 мм
Масса полностью снаряженной ракеты .....	75,3 кг
Ракета обеспечивает поражение цели в следующих условиях:	
высота полета цели .....	0 .. 21,5 км
скорость полета цели .....	800 .. 1600 км/ч (M = 0,65 .. 1,3)
Дальность пуска на уравненных скоростях.....	7,6 км
Ракурс стрельбы <sup>3</sup> .....	1/4 – 3/4

## 1.3. Компоновка

Для обеспечения взаимозаменяемости и удобства монтажа ракета конструктивно выполнена в виде пяти отдельных самостоятельных отсеков (рис. 1), внутри которых размещаются аппаратура и агрегаты ракеты.

В первом отсеке размещается тепловая головка самонаведения, состоящая из координатора цели и электронного блока. Второй отсек - рулевой, включающий в себя рулевой привод и источники питания (твердотопливный газогенератор и турбогенератор). Первый и второй отсеки после сборки и совместной регулировки образуют отсек управления. Третий отсек – осколочная боевая часть ракеты, подрыв которой может осуществляться двумя взрывателями. Первый – контактный взрыватель – располагается во втором отсеке, второй – неконтакт-

<sup>1</sup> Область пространства, в каждой точке которой возможен пуск ракеты при условии поражения цели с заданной вероятностью.

<sup>2</sup> Отношение ускорения (в данном случае нормального) к ускорению свободного падения.

<sup>3</sup> Ракурсом стрельбы называется синус угла, в котором производится пуск ракеты, и направлением на цель.

ный – образует четвертый отсек. Пятый отсек представляет собой твердотопливный ракетный двигатель, на корпусе которого закреплены две пары крыльев ракеты с роллеронами.

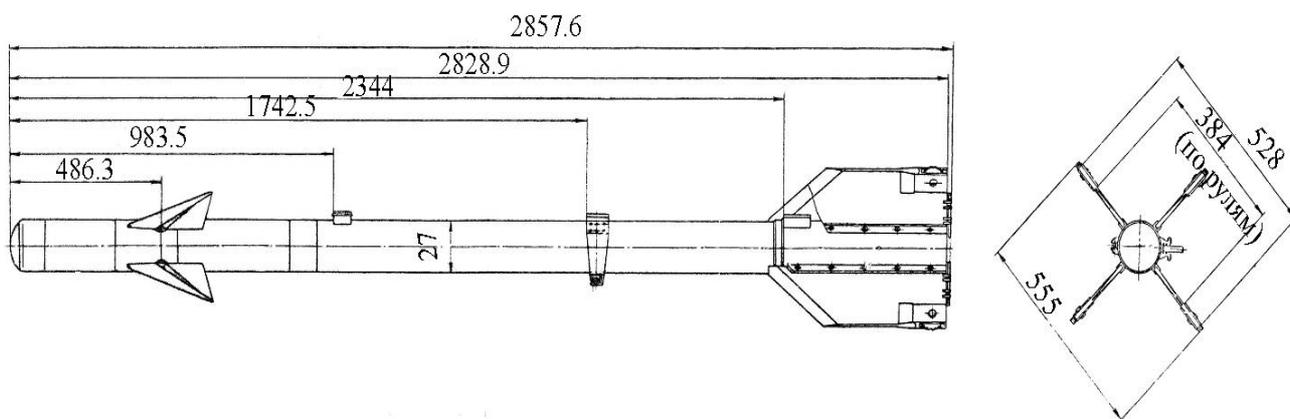


Рис. 1. Габаритный чертёж

Корпус ракеты цилиндрический с полусферической носовой частью.

Ракета Р-3С выполнена по аэродинамической схеме “утка”. В такой схеме рули (управляющие аэродинамические поверхности) и крылья расположены друг за другом: рули – в носовой части ракеты, крылья - в хвостовой. Особенностью аэродинамической схемы ракеты является значительное разнесение рулей и крыльев по длине корпуса.

Крылья ракеты имеют в плане форму прямоугольной трапеции с углом стреловидности передней кромки  $45^{\circ}$ . Толщина крыльев постоянна по размаху. Передняя кромка заострена.

Рули ракеты имеют треугольную форму в плане с углом стреловидности  $58^{\circ}$ . Площадь рулей составляет 13% площади крыльев.

### Вопросы для самоконтроля

- Почему конструкция ракеты разделена на независимые отсеки?
- Из каких отсеков состоит ракета?
- Каковы основные технические данные ракеты?

## 1.4. Сведения из динамики полета

### 1.4.1. Силы и моменты, действующие на ракету в полете

На ракету в полете в плоскости тангажа действуют следующие силы и моменты (рис. 2):

$Y_p$  – подъемная сила рулей;

$Y_{кр}$  – подъемная сила крыльев;

$Y_{\phi}$  – подъемная сила корпуса;

$\Delta Y$  -дополнительная подъемная, возникающая при отклонении ракеты от балансировочного режима полета;

$Q$  – сила лобового сопротивления;

$R$  – тяга двигателя;

$G$  – вес ракеты.

На рисунке также обозначены:  $v$  – скорость набегающего потока,  $\alpha$  - угол атаки,  $\delta_p$  - угол поворота (закладки) рулей.

Подъемная сила корпуса ракеты  $Y_{\phi}$  много меньше подъемных сил рулей  $Y_p$  и крыльев  $Y_{кр}$ , поэтому при анализе ею можно пренебречь.

Балансировочным режимом полета называется полет с постоянным углом атаки, когда моменты сил  $Y_p$  и  $Y_{кр}$  относительно центра масс ракеты равны по величине. В горизонтальном полете угол атаки не равен нулю, так как подъемная сила должна уравновешивать силу тяжести.

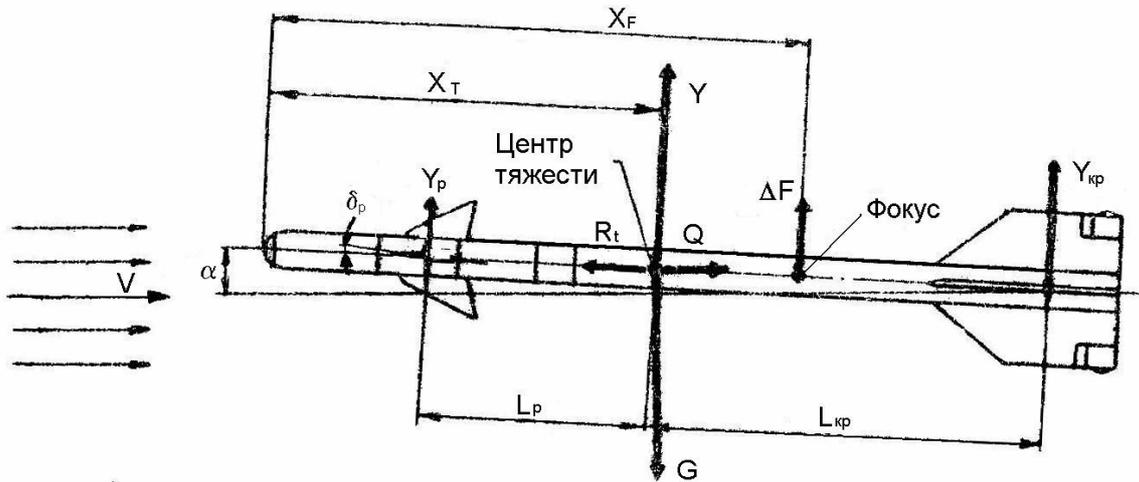


Рис. 2. Схема сил, действующих на ракету в полете

Ракета статически устойчива. При случайных колебаниях угла атаки сила  $\Delta Y$  создает относительно центра масс момент, который возвращает ракету к балансировочному режиму полета. Динамическая устойчивость ракеты (устойчивость ракеты вместе с системой управления) достигается при сверхзвуковой скорости полета. Это объясняется особенностью системы управления, в которой используется обратная связь по аэродинамическому шарнирному моменту (подробнее об этом см. подразд. 1.5).

Такой характер обратной связи означает, что в балансировочном режиме шарнирный момент  $\Delta M$ , приложенный к рулям со стороны их привода, уравнивается аэродинамическим шарнирным моментом  $M_{ш}$ . Равенство  $\Delta M = M_{ш}$  определяет угол закладки рулей  $\delta_p$ .

Момент  $M_{ш}$  определяется известной зависимостью

$$M_{ш} = m_{ш} \frac{\rho v^2}{2} S_p b_p, \quad (1)$$

где  $m_{ш}$  - коэффициент шарнирного момента;  $\rho v^2/2$  - скоростной напор;  $S_p$  - площадь двух консолей рулей;  $b_p$  - средняя аэродинамическая хорда рулей.

Маневренные качества ракеты определяются располагаемыми аэродинамическими перегрузками. В балансировочном режиме полета коэффициент поперечной перегрузки  $n_y$  равен отношению подъемной силы к весу ракеты:

$$n_y = \frac{c_y \frac{\rho v^2}{2} S}{G},$$

где  $G = gM_p$ ;  $M_p$  - масса ракеты;  $S$  - характерная площадь;  $c_y$  - коэффициент полной подъемной силы.

Умножая числитель и знаменатель этого выражения на (1), получим

$$n_y = \frac{S}{GS_p b_p} \frac{c_y}{m_{ш}} M_{ш}.$$

Для пассивного участка траектории первый сомножитель правой части постоянен. Также постоянным оказывается и отношение  $c_y/m_{ш}$ , так как обе эти величины практически одинаково зависят от скорости полета и угла атаки. Тогда для балансировочного режима, учитывая равенство  $\Delta M = M_{ш}$ , получим

$$n_y = k_p \Delta M. \quad (2)$$

График располагаемых перегрузок приведен на рис. 3.

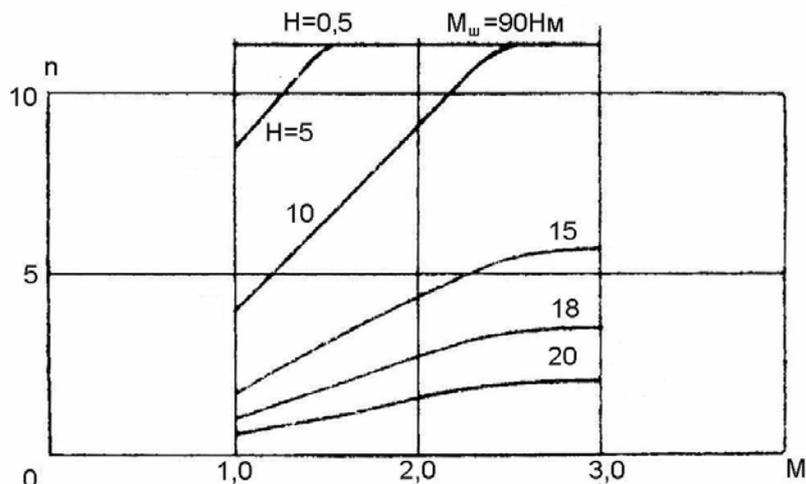


Рис. 3. Располагаемые аэродинамические перегрузки ракеты в зависимости от числа  $M$  для высот  $H=0,5, 10, 15$  и  $20$  км на пассивном участке траектории

### Вопросы для самоконтроля

- Как называется аэродинамическая схема ракеты?
- Почему использована именно эта схема?
- Почему крылья и рули ракеты имеют стреловидность?
- Какой режим полета называется балансировочным?
- В чем различие между статической и динамической устойчивостью?
- Чем обеспечивается статическая устойчивость?
- Как предотвращается потеря динамической устойчивости?
- Какова средняя величина располагаемых перегрузок?

### 1.4.2. Траектория полета

Форма траектории иллюстрируется рис. 4, на котором показаны основные угловые координаты, характеризующие движение ракеты.

Полет ракеты к цели можно разделить на два этапа: активный и пассивный. Активный, с работающим двигателем, непродолжителен, двигатель ракеты, в зависимости от температуры заряда, работает в течение  $1,7 - 3,3$  с. В конце работы двигателя происходит дальнейшее взведение взрывателей. Для этой цели используются инерционные устройства, реагирующие на спад продольной перегрузки.

Начальная фаза активного полета носит название участка "обнуления". Его длительность составляет  $0,45 - 0,7$  с. В течение этого времени ракета не управляется. Головка самонаведения следит за целью, но управляющие сигналы не проходят на рулевой привод.

Участок "обнуления" необходим по двум причинам. Во-первых, ракета должна удалиться от носителя на расстояние, обеспечивающее его безопасность, и, во-вторых, должна приобрести сверхзвуковую скорость до начала самонаведения во избежание потери динамической устойчивости.

На пассивном участке траектории ракета движется по инерции, продолжая самонаведение на цель. Управляемый полет длится в течение  $21 - 28$  с. Если к этому времени ракета по какой-либо причине не поразила цель, срабатывает самоликвидатор, входящий в состав неконтактного взрывателя боевой части.

Наведение ракеты на цель осуществляется по следующему закону управления:

$$n_y = k_y \dot{\epsilon}, \quad (3)$$

где  $n_y$  – величина поперечной перегрузки;  $k_y$  – коэффициент усиления контура наведения ракеты;  $\dot{\epsilon}$  – угловая скорость поворота линии визирования (линия ракета - цель).

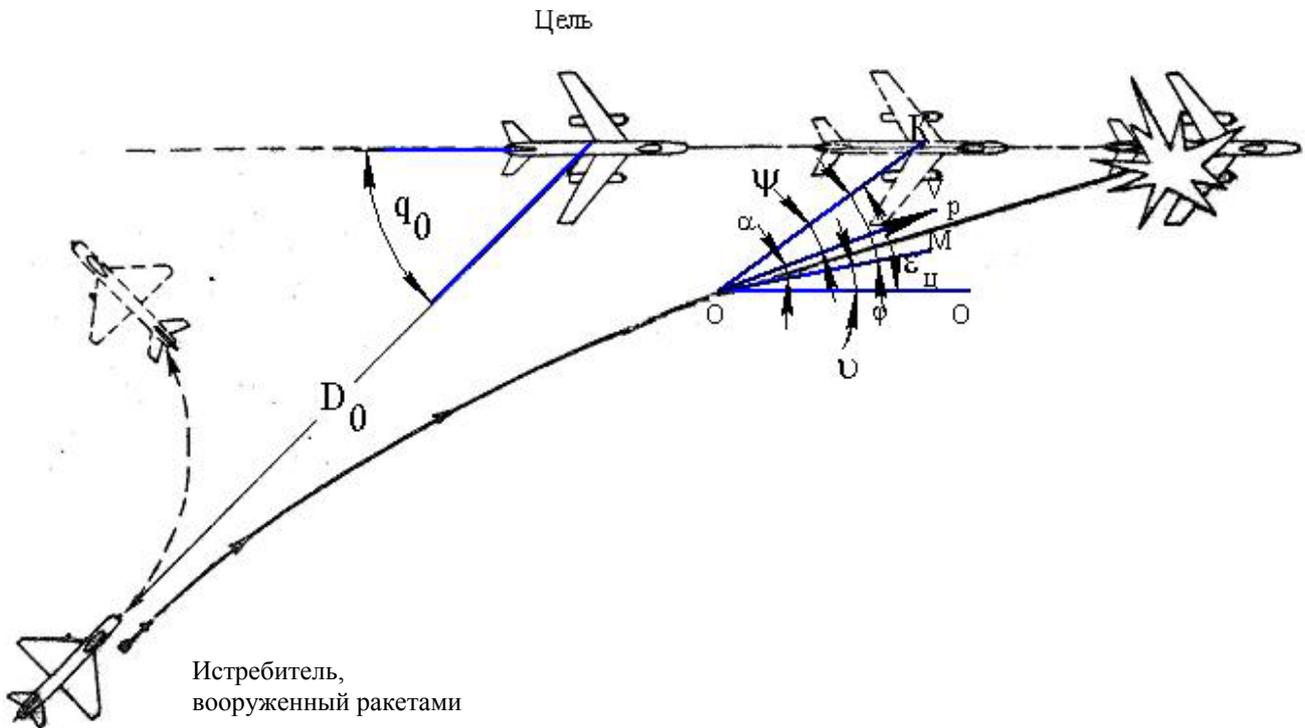


Рис. 4. Схема атаки:  $OO$  – неподвижное направление в пространстве, от которого производится отсчёт углов;  $OK$  – направление на цель;  $OM$  – ось ракеты;  $D_0$  – дальность пуска;  $q_0$  – курсовой угол атаки;  $\alpha$  – аэродинамический угол атаки;  $\varphi$  – угол отклонения оси ракеты от направления на цель в пределах поля слежения (угол пеленга);  $\epsilon_{\text{ц}}$  – угол, отсчитываемый от неподвижного в пространстве направления до направления на цель (характеризует положение цели в пространстве);  $\nu$  – угол тангажа;  $\psi$  – угол упреждения;  $v_p$  – вектор скорости ракеты

Угловая скорость линии визирования ТГС, вырабатывающей управляющий сигнал  $\Delta I$ , пропорциональный  $\dot{\epsilon}$ , определяется из условия

$$\Delta I = k_1 \dot{\epsilon}.$$

Рулевой привод создает управляющий момент, отклоняющий рули, пропорциональный управляющему сигналу:  $\Delta M = k_2 \dot{\epsilon}$ . Тогда, с учетом (2), коэффициент усиления равен:  $k_y = k_1 k_2 k_p$ .

Уравнение движения ракеты на пассивном участке траектории, записанное в проекции на нормаль к траектории полета, имеет вид:

$$M_p v \frac{d\theta}{dt} = Y - M_p g \sin \theta,$$

где  $\theta = \vartheta + \alpha$  – угол наклона траектории (см. рис. 4).

По определению, коэффициент поперечной перегрузки  $n_y = \frac{Y}{M_p g}$ , поэтому для угловой скорости вращения вектора скорости ракеты  $\bar{v}$  получаем

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{v} (n_y - \cos \theta).$$

Если пренебречь  $\cos \theta$ , то приближенно, учитывая (3), найдем

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{v} k_y \dot{\varepsilon}.$$

Таким образом, закон управления (3) обеспечивает наведение ракеты по методу, практически совпадающему с методом пропорционального сближения, что позволяет реализовывать наведение ракеты сравнительно простой аппаратурой управления с малыми потребными перегрузками.

### Вопросы для самоконтроля

- Как называется и в чем заключается метод наведения?
- Что такое поперечная перегрузка? Чем она вызывается и чему служит?
- Что такое линия визирования?
- Что такое участок обнуления?
- Зачем ракета самоликвидируется, если она не поразила цель?
- Из каких соображений выбран момент самоликвидации?

### 1.5. Управление полетом

Пространственное положение цели относительно ракеты характеризуется углами рассогласования  $\beta$  и фазирования  $\varphi$  (рис. 5). Первый определяет величину возможного промаха ракеты относительно цели, второй – направление промаха. Задача системы наведения – минимизировать промах и определить его направление.

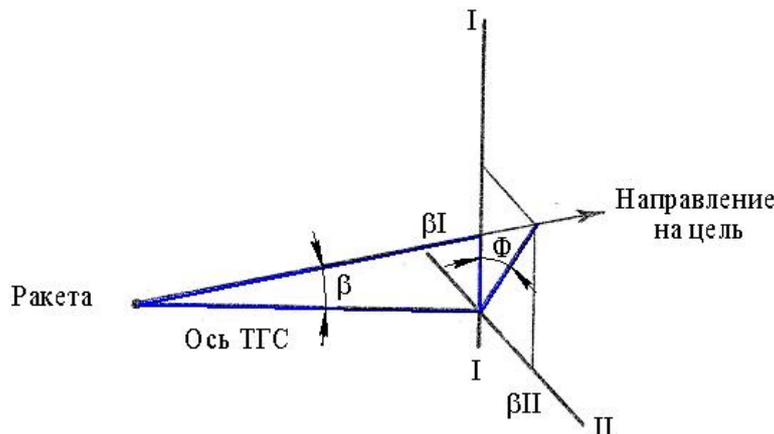


Рис. 5. Углы рассогласования и фазирования в связанной системе координат

Наведение ракеты на цель производится системой управления и стабилизации, состоящей из трех каналов. Каналы I и II, одинаковые по своей структуре, предназначены для управления полетом ракеты в двух взаимно перпендикулярных плоскостях, совпадающих с плоскостями крыльев. Канал III предназначен для стабилизации ракеты относительно продольной оси.

В структурную схему управления по каналам I и II (рис. 6) входят:

- контур стабилизации ракеты, включающий в себя ракету как объекте управления и рулевой привод с обратной связью по шарнирному моменту;
- головка самонаведения, измеряющая угловую скорость линии визирования;
- звено кинематической связи ракеты с целью. Это звено является главной обратной связью I и II каналов управления и представляет собой математическую зависимость между параметрами движения ракеты в пространстве относительно цели.

Чувствительным элементом системы управления по каналам I и II является тепловая головка самонаведения, реагирующая на инфракрасное излучение цели. Оптическая система ТГС фокусирует излучение цели на фотосопротивление. Возникающий при этом сигнал про-

порционален углу рассогласования  $\beta$  (см. рис. 5), т.е. углу между линией визирования и осью ТГС. Для того чтобы ТГС могла непрерывно следить за целью, ее оптическая система установлена на оси ротора гироскопа, имеющего корректирующие электромагниты.

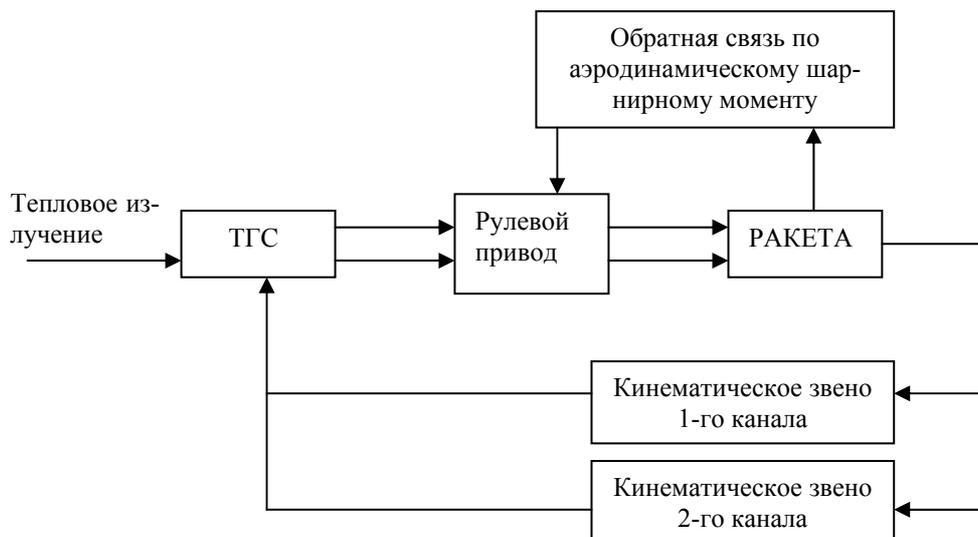


Рис. 6. Структурная схема управления

На катушки электромагнитов подается напряжение с усилителя ТГС. При этом гироскоп начинает прецессировать. Угол, на который поворачивается гироскоп, а вместе с ним ось оптической системы ТГС, равен интегралу от скорости прецессии. Это означает, что электрический сигнал ТГС пропорционален производной от угла  $\varepsilon_T$  (см. рис.4), а так как угол  $\beta$  всегда достаточно мал, то и сигнал ТГС пропорционален угловой скорости линии визирования  $\dot{\varepsilon}$ . Этим обеспечивается аппаратная реализация принятого метода наведения – метода пропорционального сближения.

Определение направления движения ракеты в сторону цели (определение угла фазирования) обеспечивается тем, что оптическая система ТГС вращается вместе с гироскопом. В этом случае фаза электрического сигнала оказывается равной углу фазирования. Фаза сигнала определяет направление прецессии гироскопа. По этой причине гироскоп прецессирует всегда в направлении цели.

Тот же электрический сигнал ТГС используется для управления приводом рулей. Для этого он прежде всего пропускается через координатный преобразователь, где разлагается на две составляющие, пропорциональные  $\beta_I$  и  $\beta_{II}$  (см. рис. 5). Фаза сигнала, равная углу фазирования, определяется при сравнении сигнала ТГС с сигналами генераторов опорных напряжений (ГОН). Ротор ГОН (общий для двух генераторов) установлен на роторе гироскопа ТГС, а обмотки статоров генераторов строго ориентированы относительно плоскостей рулей и крыльев. Это обеспечивает правильное разложение сигнала ТГС на составляющие по каналам управления вне зависимости от угла крена ракеты.

Полученные таким образом сигналы подаются на магнитные усилители (усилители мощности). Затем управляющие токи  $\Delta I$  воздействуют на силовой привод рулей ракеты. Рули отклоняются до тех пор, пока момент силового привода  $\Delta M$  не будет уравновешен аэродинамическим моментом  $M_{ш}$ . В этом состоит обратная связь контура стабилизации ракеты.

При отсутствии равенства  $\Delta M$  и  $M_{ш}$  рули закладываются со скоростью  $\dot{\delta}_p = (\Delta M - M_{ш})/I$ , где  $I$  – приведенный к оси вращения момент инерции рулей и связанных с ними деталей.

Угол закладки рулей при одном и том же управляющем сигнале зависит от высоты и скорости полета. Чем меньше скоростной напор, тем больше угол закладки. Этим достигаются примерно одинаковые маневренные качества ракеты при различных условиях стрельбы.

III канал управления предназначен для стабилизации ракеты по углу крена (точнее, по угловой скорости крена). Стабилизация обеспечивает условия работы аппаратуры управления по каналам I и II, практически исключая их взаимное влияние.

Чувствительными элементами III канала и одновременно его исполнительными органами являются роллероны (рис. 7). Каждый роллерон представляет собой гироскоп с двумя степенями свободы. Ротор роллерона раскручивается набегающим воздушным потоком до скорости 40 - 60 тыс. об/мин. При появлении угловой скорости крена ракеты возникает пропорциональный ей гироскопический момент, под воздействием которого роллерон отклоняется. Поскольку на противоположных роллеронах роторы вращаются в разные стороны, то роллероны закладываются всегда разнотактно. Вследствие этого появляется аэродинамический момент, который ограничивает максимальную скорость крена ракеты величиной 1 рад/с.

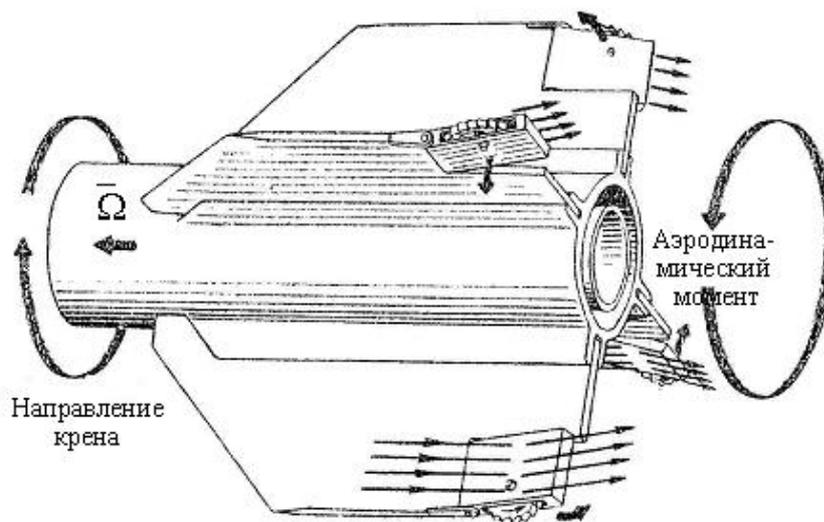


Рис. 7. Принципиальная схема работы роллеронов

### Вопросы для самоконтроля

- Сколько каналов управления у ракеты? Каким плоскостям они соответствуют?
- Что такое звено кинематической связи?
- Почему сигнал ТГС пропорционален угловой скорости линии визирования?
- Почему система управления правильно функционирует при наличии угла крена?
- Какими обратными связями охвачена ракета как объект управления?
- В чем смысл обратной связи по аэродинамическому шарнирному моменту?
- Почему роллероны стабилизируют не угол крена, а угловую скорость крена?
- Почему нельзя допустить большой угловой скорости крена?

### 1.6. Поражение цели

Выведение ракеты в район цели осуществляется системой управления. При надежной работе максимальная величина промаха не превосходит 9 м.

Боевое снаряжение ракеты состоит из боевой части и взрывателей: неконтактного оптического, реагирующего на тепловое излучение цели, и контактного электромеханического.

Боевая часть предназначена для поражения цели осколочным и осколочно-фугасным действием. При ее разрыве образуется свыше 1000 осколков с массой 2,8 г, разлетающихся со скоростью 1800 м/с. Фугасное действие оказывается эффективным лишь при подрыве боевой части в непосредственной близости от цели и на малых высотах. Уязвимыми отсеками и узлами у самолетов-целей являются двигатели, кабина пилота, топливные баки и магистрали, тяги управления рулями и элеронами.

Вероятность поражения цели (с учетом ее надежности) зависит от типа цели, расстояния от цели до ракеты в момент подрыва боевой части и относительной скорости ракета – цель.

Истребители, вооруженные ракетами Р-3С, должны иметь скорость полета в диапазоне 900-2200 км/ч на высотах до 20 км. При этих условиях обеспечивается поражение целей, летящих на высотах до 21,5 км с вероятностью 0,9–0,95.

Пуск ракет возможен в следующем диапазоне дальностей: максимальных – от 4 до 9 км, минимальных - не менее 1,3 км. Величина максимальной дальности пуска зависит от условий (высоты и скорости полета носителя) и дальности захвата цели ТГС. Величина минимальной дальности определяется безопасностью выхода носителя из атаки и временем обнуления.

Нижеприведенная таблица иллюстрирует дальность захвата цели ТГС.

Тип цели	Дальность захвата (км) при ракурсе стрельбы	
	0	3/4
Ил-28	7 - 8	4 - 4.5
Миг-19	9 - 10	4 - 4.5
ТУ-16	14 - 15	9 - 10

Ракурсы пусков определяются, главным образом, продольной аэродинамической перегрузкой.

На рис. 8-9 для примера показаны расчетные зоны пуска ракет с носителя Миг-21 по целям типа ТУ-16.

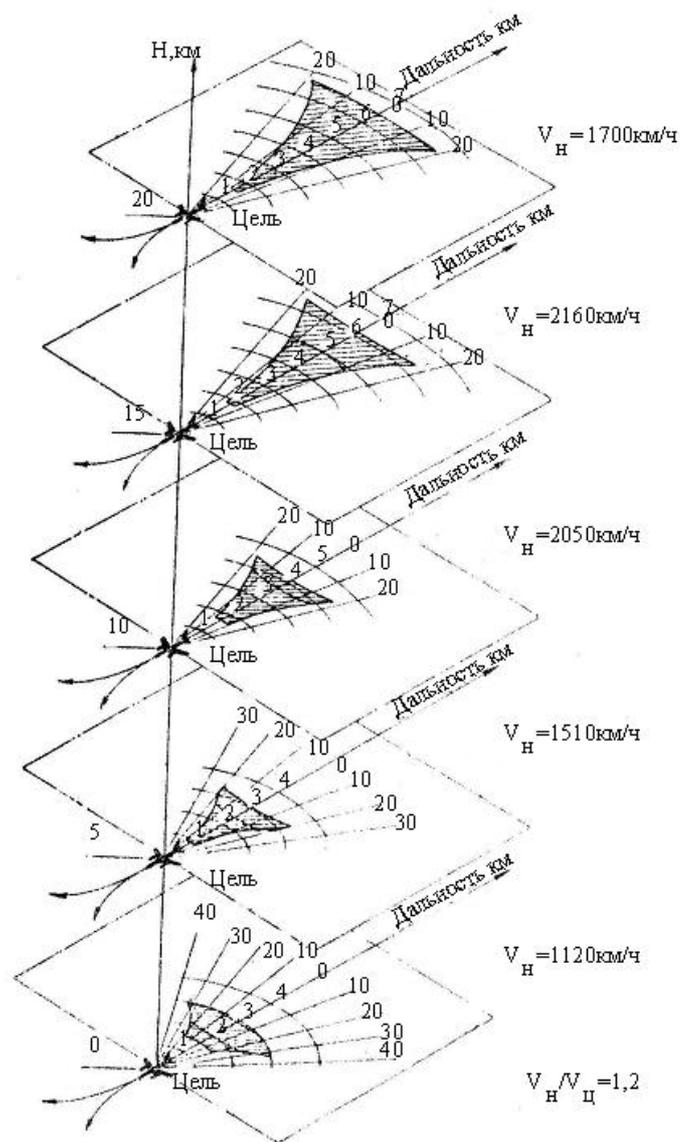


Рис. 8. Зоны пусков ракеты с самолётов МиГ-21Ф-13 и МиГ-2111Ф для соотношения скоростей носителя и цели  $v_n/v_{ц}=1,2$ . Границы зон пусков ракеты:

\_\_\_\_\_ для самолёта МиГ-21ПФ;  
 - - - - - для самолёта МиГ-21Ф-13

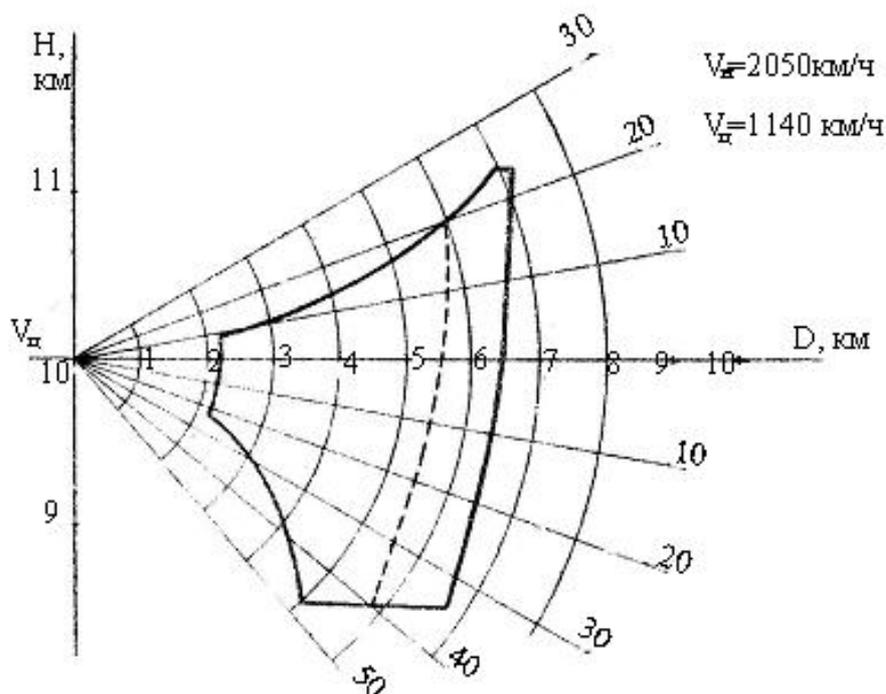


Рис. 9. Зоны пусков ракеты в вертикальной плоскости (высота полёта цели  $H_c=10$ км). Границы зон пусков ракеты: \_\_\_\_\_ для самолёта МиГ-21ПФ; \_\_\_\_\_ для самолёта МиГ-21Ф-13

На высотах более 10 км, где отсутствует облачность, ракета может применяться в любое время суток, если угол между направлениями на цель и на Солнце превышает  $20^{\circ}$ . На меньших высотах применение ракеты может быть затруднено плохими метеорологическими условиями, усложняющими захват цели ТГС. Однако участие летчика в селекции цели (по звуковому сигналу ТГС) предотвращает возможность ложных захватов.

### Вопросы для самоконтроля

- От чего зависит зона разлета осколков? Нарисуйте зону разлета.
- Как осуществляется дальнейшее взведение взрывателей?
- Почему дальность захвата цели ТГС зависит от типа цели и ракурса?
- Чем ограничиваются условия боевого применения ракеты?
- Почему зона пусков ракеты зависит от высоты полета?

## 2. ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ

### 2.1. Тепловая головка самонаведения

#### 2.1.1. Принцип действия

Тепловая головка самонаведения пассивна, реагирует на тепловое излучение цели и выполняет следующие функции:

- осуществляет захват и сопровождение цели в любое время суток вне пределов облачности и под углом не менее  $20^{\circ}$  к Солнцу;
- формирует управляющий сигнал для наведения ракеты на цель;
- выдает этот сигнал на исполнительные механизмы системы управления.

Двигатели самолетов – мощные источники теплового излучения. Например, у самолетов с поршневыми двигателями основными излучателями тепловой энергии являются вы-

хлопные патрубки и выхлопные газы. Их температура  $400 - 800^{\circ}\text{C}$ . Наибольшая интенсивность излучения приходится на область спектра с длинами волн  $3 - 4$  мкм. У самолетов с реактивными двигателями тепловую энергию излучают главным образом реактивное сопло с прилегающими к нему частями самолета и струя продуктов сгорания. Температура газов на срезе сопла  $600 - 700^{\circ}\text{C}$ . Максимум излучения реактивных самолетов лежит в области длин волн  $2,5 - 4$  мкм. Излучение таких самолетов направлено почти исключительно в заднюю полусферу. Это ограничивает возможные ракурсы атаки.

Структурная схема ТГС представлена на рис. 10. Тепловое излучение цели фокусируется оптической системой головки в пятно (тепловое изображение цели) малого диаметра. В фокальной плоскости оптической системы установлен модулирующий диск. Оптическая система и модулирующий диск установлены на роторе гироскопа и вращаются вместе с ним.

Пока оптическая ось головки не совпадает с линией визирования цели, модулирующий диск действует как прерыватель, преобразуя непрерывное тепловое излучение цели в "пачки" импульсов, следующих друг за другом с частотой вращения модулирующего диска.

Отклонение теплового пятна от центра модулирующего диска зависит от угла между осью головки и линией визирования (угла рассогласования  $\beta$ ). Диск устроен так, что амплитуда проходящих сквозь него импульсов тепловой энергии пропорциональна этому отклонению.

Вторая координата относительного положения цели (угол фазирования) определяет угловое положение теплового пятна на плоскости, в которой вращается модулирующий диск, а следовательно, и фазу модулированного теплового излучения цели.

Модулированный по амплитуде и фазе поток тепловой энергии поступает на фотосопротивление, установленное за модулирующим диском. Фотосопротивление преобразует этот поток в электрический сигнал, называемой сигналом рассогласования.

С фотосопротивления сигнал рассогласования поступает на вход усилителя, а затем на обмотки коррекционных катушек гироскопа ТГС. Переменный ток, протекая по этим обмоткам, создает момент, под воздействием которого гироскоп, а вместе с ним оптическая система с модулирующим диском прецессирует в направлении уменьшения отклонения оптической оси ТГС от линии визирования цели. Таким образом, получается замкнутый контур автоматического углового сопровождения цели. Сигнал рассогласования в этом контуре играет роль отрицательной обратной связи.

Тот же сигнал рассогласования используется и для управления полетом ракеты. Для этого последовательно с обмотками коррекционной катушки включены сопротивления, падение напряжения на которых от тока коррекции служит входным сигналом для координатного преобразователя. С помощью последнего переменное напряжение выпрямляется и складывается на две составляющие в двух взаимно перпендикулярных плоскостях, конструктивно совмещенных с плоскостями рулей I и II каналов управления ракеты.

Далее два магнитных усилителя преобразуют сигналы координатного преобразователя в управляющие токи, воздействующие на приводы рулей ракеты. Ракета под воздействием аэродинамического момента, возникающего при перемещении рулей, разворачивается в нужном направлении, ориентируясь на цель.

### **Вопросы для самоконтроля**

Почему ТГС называется пассивной?

Из каких узлов состоит ТГС? Каково их назначение?

Что входит в контур углового сопровождения цели?

Какие координаты цели измеряет ТГС?

Как ТГС реализует принятый метод наведения?

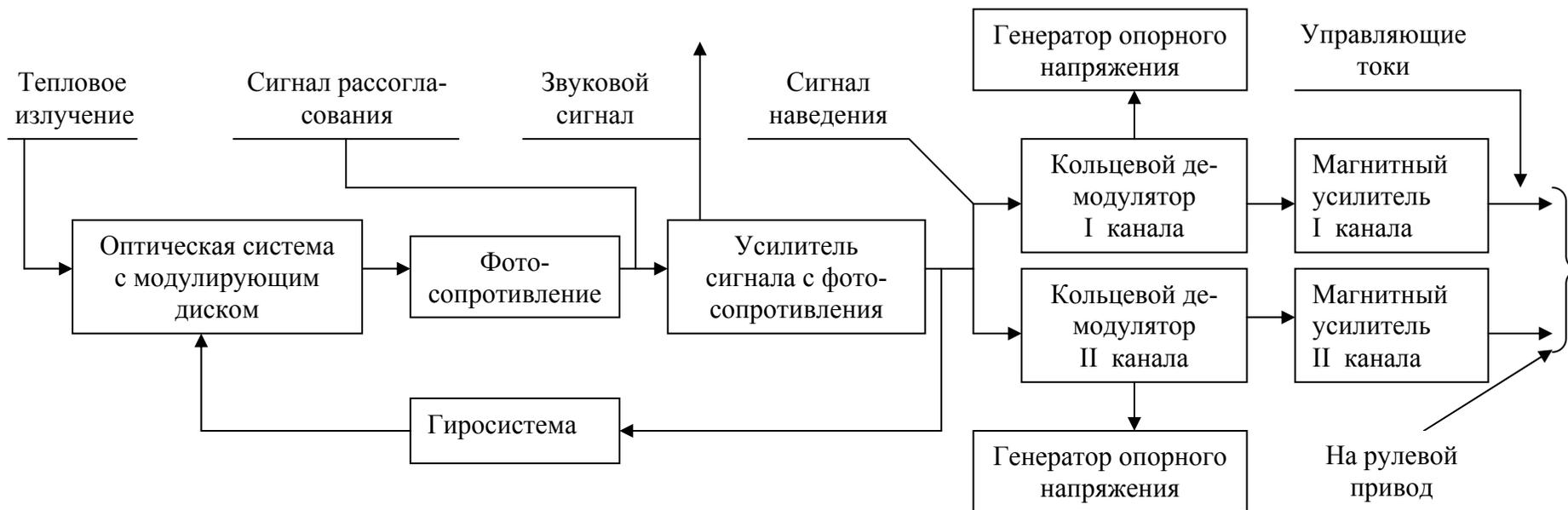


Рис. 10. Общая структурная схема головки

### 2.1.2. Основные технические данные

Максимальная дальность "захвата" цели на высоте более 15 км при ракурсе 0/4 (по цели типа ИЛ-28) .....	7600 м
Пороговая чувствительность головки .....	Не более 0,03 мкВт/см <sup>2</sup>
Поле слежения, в котором осуществляется сопровождение выбранной цели (конус с углом при вершине) .....	50°
Полный угол поворота оси головки .....	± 28°
Поле "захвата" головки - конус с углом при вершине .....	3°30'
Число оборотов ротора гироскопа:	
при включении питания .....	72 ± 5 об/с
через 21 с с момента включения питания .....	Не менее 50 об/с
Время непрерывной работы головки:	
при питании от внешних источников .....	2 часа
при питании от бортового генератора .....	Около 6 мин
Фокусное расстояние оптической системы .....	84,3 мм
Габаритные размеры:	
диаметр .....	427 мм
длина .....	320 мм
Масса .....	5,2 кг

### 2.1.3. Оптическая система

Оптическая система головки (рис. 11) является зеркально-линзовой и предназначена для улавливания и фокусирования теплового излучения цели в плоскости модулирующего диска.

Обтекатель 1 жестко связан с корпусом головки и представляет собой часть полой сферы. Остальные элементы оптической системы (за исключением фотосопротивления) жестко связаны с ротором гироскопа и вращаются вместе с ним.

Фотосопротивление 7 закреплено во внутреннем кольце гироскопа и отклоняется вместе с кольцом на углы слежения головки для того, чтобы поверхность фотосопротивления оставалась перпендикулярной оптической оси.

Сферическое зеркало 8 выполнено из оптического стекла и имеет наружное алюминирование.

Линза-держатель 4, являясь элементом оптической системы, одновременно служит для крепления плоского зеркала 2 и бленды 3 на роторе гироскопа. Бленда закрывает линзу от попадания на нее прямых лучей (помимо лучей, идущих от зеркала 2), предохраняя фотосопротивление от прямой засветки. Диафрагма 5 уменьшает блики и улучшает качество изображения в плоскости модулирующего диска.

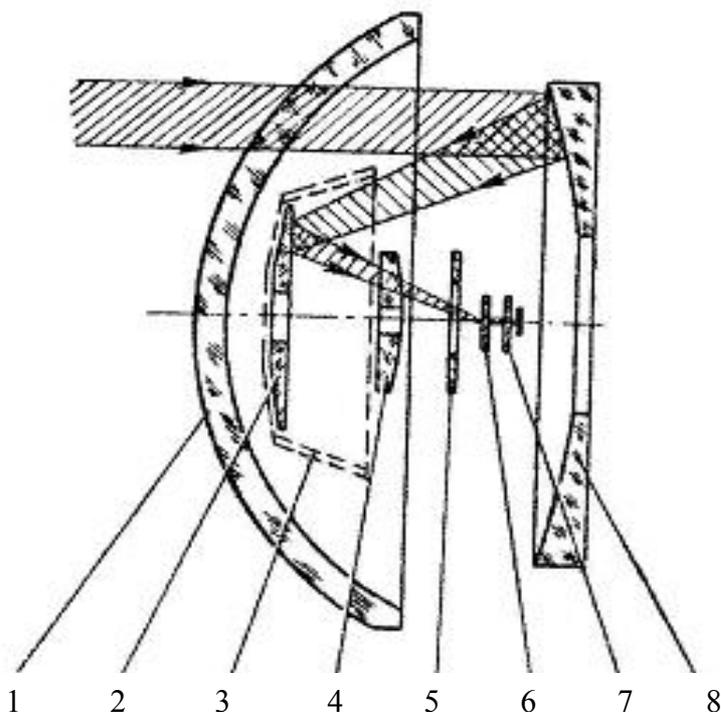


Рис. 11. Схема оптической системы головки: 1 – обтекатель; 2 – плоское зеркало; 3 – бленда; 4 – линза-держатель; 5 – диафрагма; 6 – модулирующий диск; 7 – фотосопротивление с германиевым фильтром; 8 – сферическое зеркало

Модулирующий диск предназначен для модуляции теплового излучения цели, приходящего на фотосопротивление. Благодаря модулирующему диску сигнал рассогласования, вырабатываемый головкой самонаведения, несет в себе информацию об угловых координатах цели: угле рассогласования  $\beta$  и угле фазирования  $\varphi$ . Модулирующий диск представляет собой круглую стеклянную пластинку (рис. 12), на которой фотоспособом нанесен сложный рисунок. Одна половина диска разделена на 12 равных секторов. Внутри каждого сектора имеются зачерненные и прозрачные полосы, расположенные в шахматном порядке. По направлению от центра к его периферии ширина полос уменьшается. Вторая половина диска имеет сплошную штриховку. Плотность штриховки такова, что средняя прозрачность обеих половин диска одинакова.

Оптическая система головки фокусирует тепловое изображение цели в пятно таких размеров, что оно может уложиться в размер любой шахматной клетки модулирующего диска. Форма модулированного теплового излучения (за модулирующим диском) показана на рис. 12.

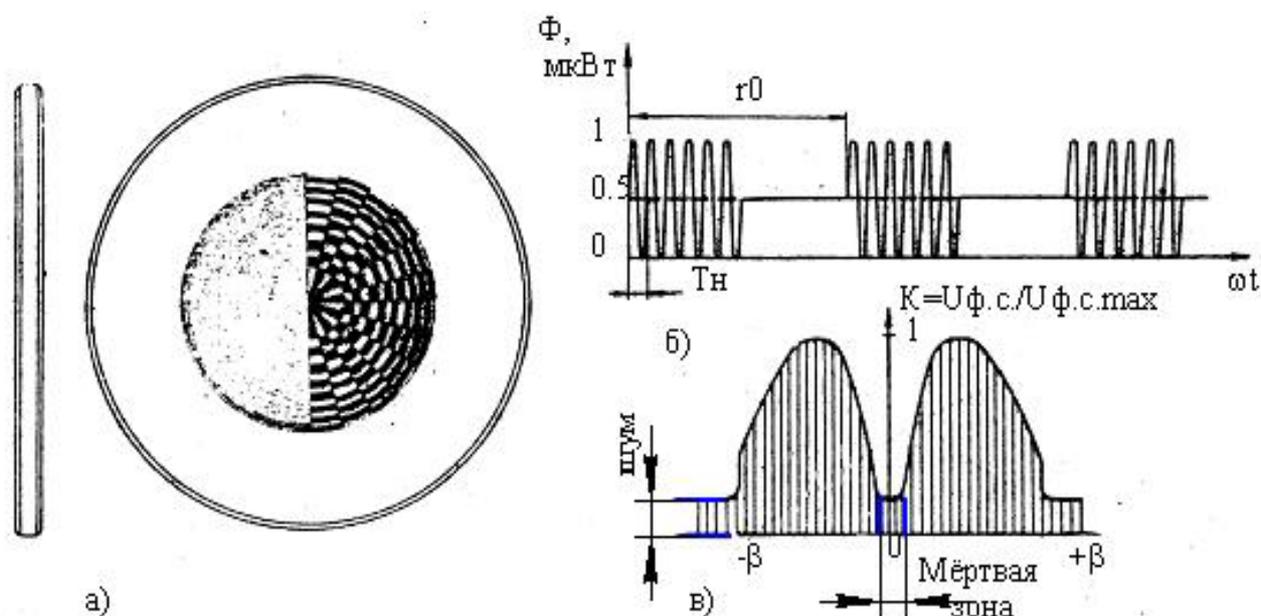


Рис. 12. Модулирующий диск: *а* – диск; *б* – форма модулированного теплового излучения (за модулирующим диском); *в* – модуляционная характеристика диска

Характер электрического сигнала на выходе фотоэлемента при различных положениях теплового пятна на модулирующем диске иллюстрирует рис. 13. Допустим, что цель находится на оптической оси головки (рис. 14). В этом случае тепловое пятно фокусируется в центре диска (положение 1). Так как средняя прозрачность обеих половин диска одинакова, то на фотосопротивление попадает 50% теплового потока, поступающего на диск. На выходе фотосопротивления появится постоянный электрический сигнал.

При отклонении оси головки от линии визирования тепловое пятно отклонится от центра диска. Пусть оно окажется в положении 2. При вращении модулирующего диска пятно будет переходить с его прозрачной части на непрозрачную. Теперь на фотосопротивление будет попадать импульс тепловой энергии только при нахождении пятна в прозрачных частях полосы. Частота следования импульсов в этом случае будет равна:  $f_H = nz$ , где  $n$  – скорость вращения диска (ротора гироскопа), об/с;  $z$  – число секторов на половине диска. Частота  $f_H$  следования импульсов называется несущей частотой.

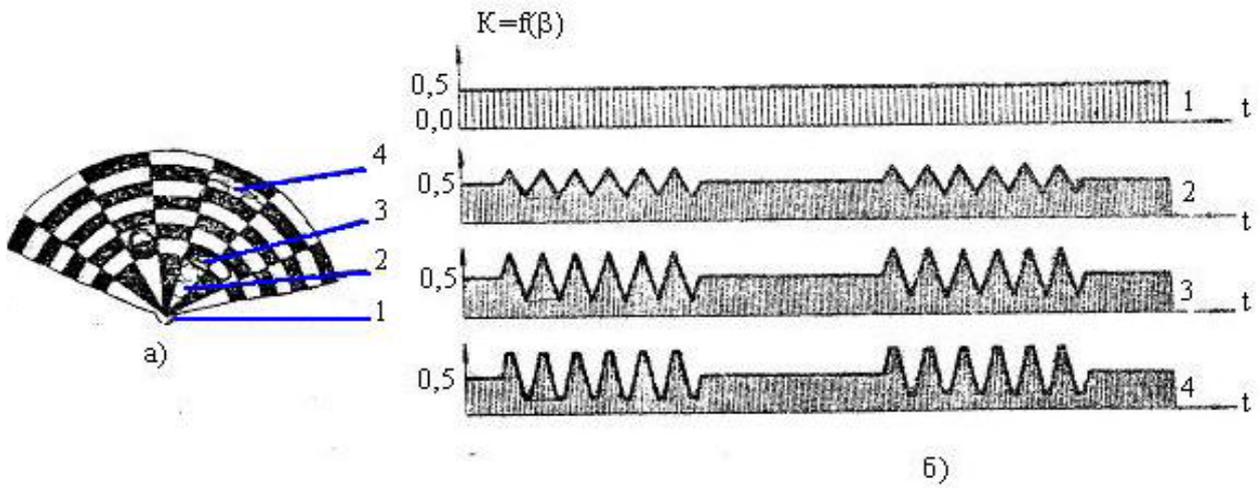


Рис. 13. Принцип работы модулирующего диска: *a* – часть диска с пятном; *б* – формы сигнала, снимаемого с фотосопротивления, в зависимости от положения пятна на диске

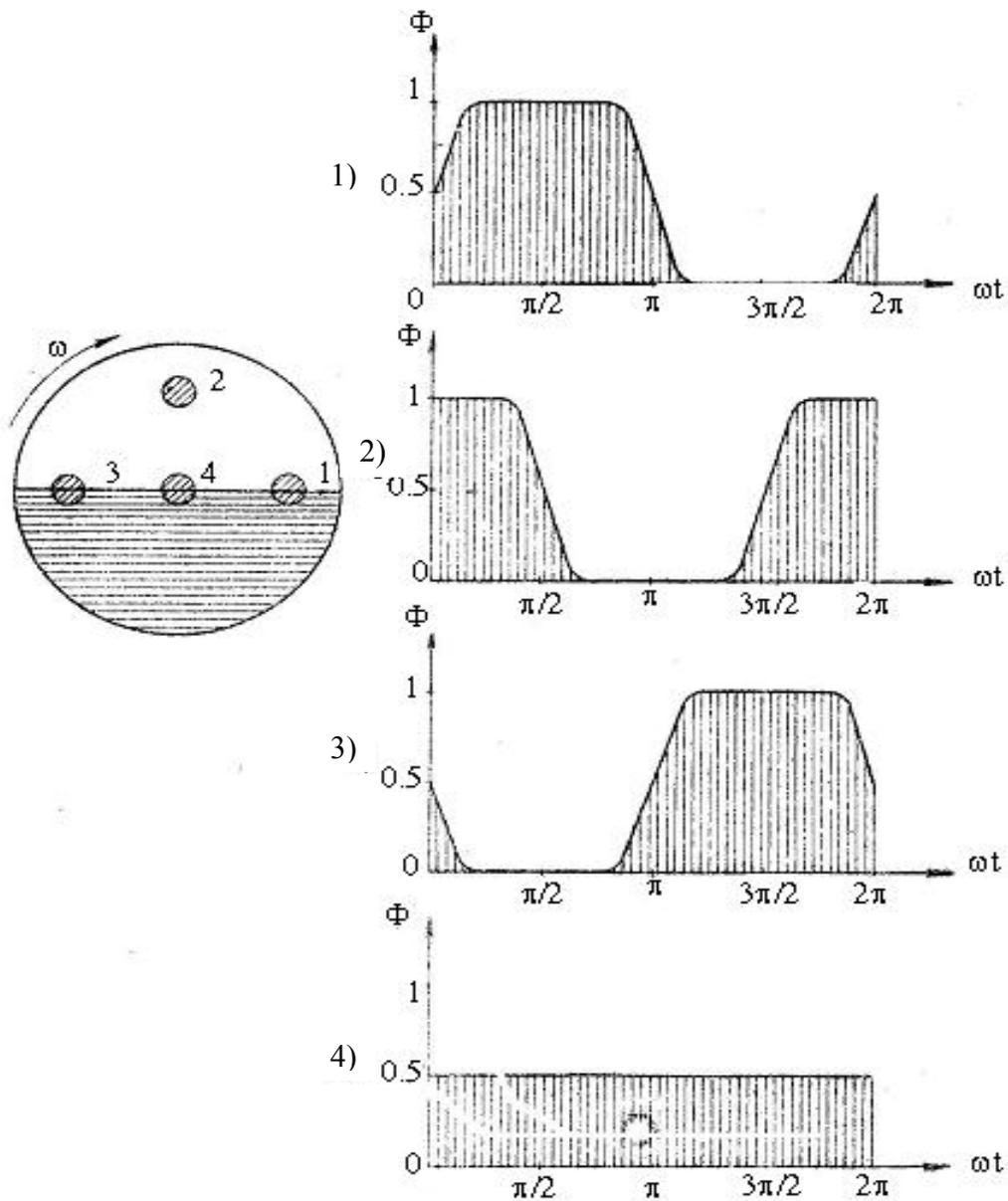


Рис. 14. Изменение фазы огибающей электрических сигналов с изменением положения теплового пятна (изображения цели) на модулирующем диске

При попадании теплового пятна на половину диска, покрытого сплошной штриховкой, модуляция теплового потока прекращается и на выходе фотосопротивления появляется постоянный электрический сигнал. Следовательно, при наличии рассогласования сигнал фотозлемента представляет собой "пачки" импульсов (см. рис.12), а форма электрического сигнала для этого случая будет иметь вид, представленный на рис. 14 (положение 2). Частота следования "пачек" импульсов определяется скоростью вращения диска  $f_0 = n$  Гц. Эта частота называется огибающей.

Рассмотрим третий случай, когда тепловое пятно находится в положении 3. В этом случае электрический сигнал представляет собой последовательность "пачек" импульсов с теми же самыми частотами  $f_n$  и  $f_0$ , но амплитуда импульсов возросла в связи с увеличением ширины сектора (положение 3).

При дальнейшем отклонении пятна от центра диска (положение 4) амплитуда импульсов не изменяется, изменяется лишь форма импульсов. На вершинах импульсов появляются площадки, вызванные дальнейшим увеличением ширины сектора.

Таким образом, при нахождении теплового пятна вблизи центра диска амплитуда импульсов на выходе фотосопротивления зависит от степени отклонения пятна от центра диска. Приблизительно эту зависимость можно считать линейной. Следовательно, амплитуда импульсов содержит информацию об угле рассогласования  $\beta$ .

Вторая угловая координата цели (угол фазирования) определяется фазой кривой, огибающей импульсы.

Модулирующий диск разделен на две половины, с секторами и без, заштрихованную и нет. При нахождении теплового пятна в заштрихованной области на фотосопротивление поступает лишь 50% тепловой энергии (положение 1). Полностью поток тепловой энергии начинает поступать на фотосопротивление тогда, когда пятно пересечет границу между заштрихованной и незаштрихованной областями и будет находиться на половине с секторами (положения 2 и 3). Длительность "пачки" импульсов определится полуоборотом диска. В продолжение следующего полуоборота сигнал отсутствует. В дальнейшем форма сигнала повторяется. Таким образом, деление диска на две половины позволяет выделить фазу "пачки" импульсов. Наличие в составе ТГС генератора опорных напряжений позволяет сформировать систему координат, в которой угол фазирования определяется по разнице фаз опорного напряжения и фазы следования пачки импульсов.

Огибающая высокочастотного сигнала выделяется при его детектировании в усилителе самонаведения. Затем она пропускается через низкочастотный фильтр, выделяющий лишь одну основную гармонику огибающей. Эта гармоника описывается уравнением

$$u = u_0 m \cos \varphi,$$

где  $u$  – напряжение электрического сигнала;  $u_0$  – напряжение электрического сигнала при  $\beta = 0$ ;  $m = \mu\beta$  – коэффициент усиления;  $\mu$  – коэффициент пропорциональности;  $\beta$  – угол рассогласования;  $\varphi$  – угол фазирования.

Кроме рассмотренных функций, модулирующий диск обеспечивает помехозащищенность ТГС. Действительно, сигнал рассогласования формируется в виде огибающей низкой частоты, передаваемой импульсами более высокой несущей частоты. Такой вид сигнала позволяет производить двойное фильтрование: сначала по высокой, затем по низкой частотам. В процессе фильтрования отсеиваются случайные помехи, не совпадающие с частотами несущей и огибающей.

Шахматная штриховка модулирующего диска также служит для повышения помехозащищенности системы. Предположим, что в поле зрения головки попало облако, изображение которого проектируется на диск в виде достаточно крупного пятна (рис. 15), уместяющегося в двух полосах одного сектора. Форма сигнала, снимаемого с фотосопротивления, будет иметь вид, представленный на рис. 14 (положение 1). В этом случае несущая (огибающая) частота будет отличаться от частоты, получающейся при малых размерах пятна. Таким образом, при шахматной штриховке диска модуляция теплового потока практически не происхо-

дит, если размеры пятна превосходят две concentрические полосы штриховки. Это позволяет применять ракету не только ночью, но и днем при наличии в поле зрения головки крупных облаков.

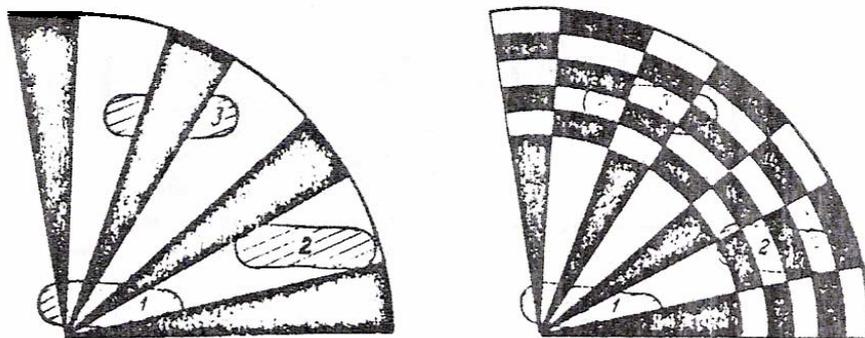


Рис. 15. Исключение влияния неоднородности фона с помощью шахматной штриховки модулирующего диска

### Вопросы для самоконтроля

- Что представляет собой модулирующий диск?
- Как измеряется угол рассогласования  $\beta$ ?
- Как измеряется угол фазирования  $\Phi$ ?
- Подсчитайте, чему равны несущая частота и частота огибающей.
- Чем обеспечивается помехоустойчивость ТГС?
- Какова роль шахматной штриховки модулирующего диска?
- Почему обе половины модулирующего диска имеют одинаковую среднюю прозрачность?

#### **2.1.4. Приемник теплового излучения цели. Электронный усилитель. Координатный преобразователь. Магнитный усилитель**

В качестве приемника теплового излучения цели, преобразующего это излучение в электрические сигналы, в головке используется сернисто-свинцовистое фотосопротивление. Оно обладает максимальной чувствительностью к тепловому потоку с длиной волны 2,4 – 2,5 мкм. Перед фотосопротивлением расположен германиевый оптический фильтр, задерживающий все лучи с длиной волны до 1,8 мкм, в том числе и лучи видимой части спектра.

Под действием лучистой энергии происходит изменение электропроводности фотосопротивления. Падение напряжения на переменном сопротивлении усиливается электронным усилителем, состоящим из нескольких каскадов. В усилитель входят также два фильтра. Один из них настроен на несущую частоту  $f_n = 800$  Гц, второй – на частоту огибающей  $f_{\text{н}} = 56$  Гц. Каждый фильтр пропускает электрические сигналы только той частоты, на которую он настроен. Это позволяет выделить слабый сигнал рассогласования на общем фоне помех.

Нагрузками электронного усилителя являются коррекционные катушки гиросистемы и координатный преобразователь. Катушки вынуждают гироскоп прецессировать в направлении цели.

Напряжение, снимаемое с электронного усилителя, содержит информацию об относительном положении цели в сферической системе координат, связанной с ракетой. Параметрами сигнала, определяющими координаты цели, являются его амплитуда и фаза. Поскольку ракета управляется системой рулей, расположенных в двух взаимно противоположных плоскостях, управляющий сигнал из полярной системы координат должен быть преобразован в

прямоугольную, жестко связанную с плоскостями рулей. Функцию разложения управляющего сигнала на составляющие, пропорциональные  $\beta_1$  и  $\beta_2$  выполняет координатный преобразователь. Он представляет собой электронный синусно-косинусный блок, состоящий из двух одинаковых частей, обслуживающих 1-й и 2-й каналы управления. Работа координатного преобразователя основана на сравнении фазы сигнала рассогласования с фазами двух опорных напряжений. Опорные напряжения вырабатываются специальными генераторами (ГОН), входящими в состав гиросистемы.

Управляющие сигналы с координатного преобразователя поступают на два одинаковых магнитных усилителя. Их назначение состоит в усилении управляющих сигналов по мощности до уровня, достаточного для работы рулевых приводов.

### 2.1.5. Гиросистема

Гиросистема головки самонаведения представляет собой трехстепенной гироскоп с коррекцией. Он входит составной частью в канал сопровождения цели.

Ротором гироскопа служит движущийся в переменном магнитном поле постоянный магнит 9 (рис. 16) эллиптической формы, укрепленный в кардановом подвесе. Внутреннее кольцо 6 карданного подвеса является внутренней рамкой гироскопа, а внешнее 18 – его внешней рамкой. Поворот внутреннего кольца на угол  $\varphi$  обеспечивает магниту свободу движений в одной плоскости (поворот вокруг поперечной оси ракеты), на угол  $\psi$  – в другой (поворот вокруг второй поперечной оси). Кроме того, магнит, будучи установленным на двух шарикоподшипниках 5, напрессованных на ось, связанную с внутренним кольцом карданного подвеса, имеет возможность вращаться в третьей плоскости (собственное вращение гироскопа). Вместе с магнитом вращаются закрепленные на общей оси зеркала 7 и 23 оптической системы и модулирующий диск 21.

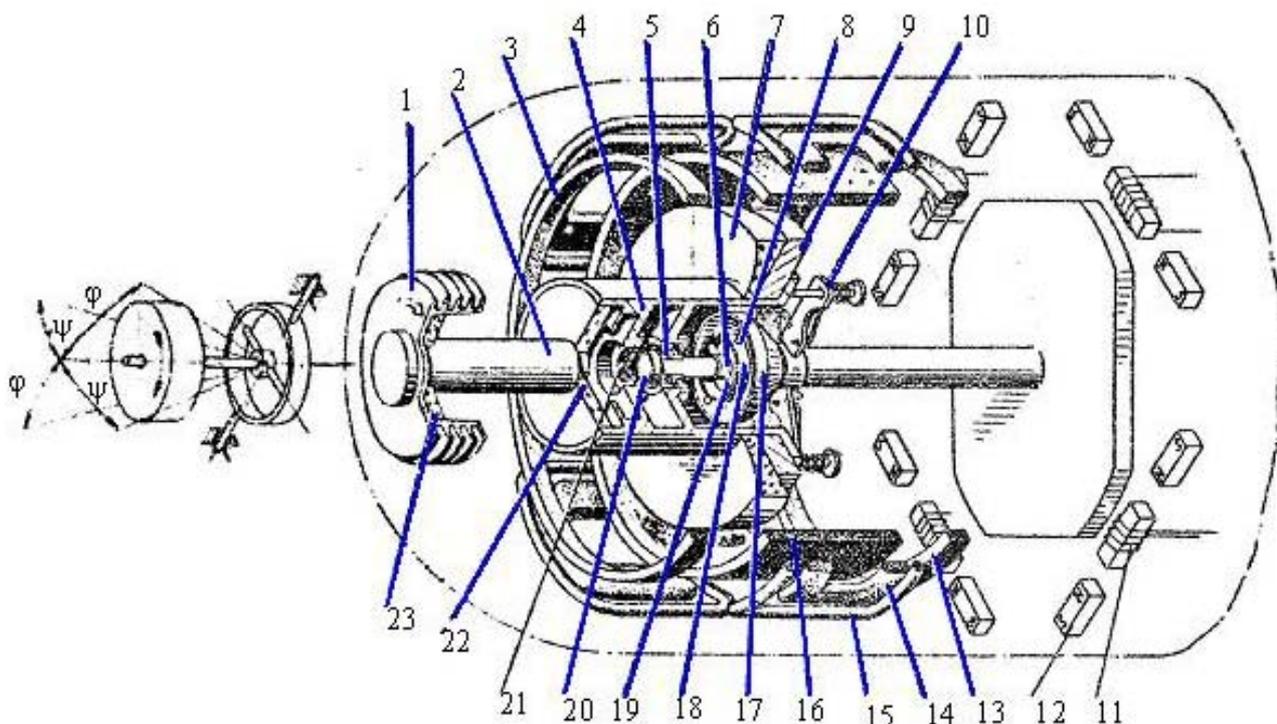


Рис. 16. Схема гироскопа и расположения обмоток на нём: 1 – бленда; 2 – ось; 3 – катушка электрического арретира; 4 – стакан; 5 – шарикоподшипник; 6 – внутреннее кольцо карданного подвеса; 7 – сферическое зеркало; 8 – ось карданного подвеса; 9 – постоянный магнит; 10 – кулачок механического арретира; 11 – катушки с подмагничиванием; 12 – постоянные магнетики; 13 – катушка электрического арретира; 14 – катушка вращения ротора гироскопа; 15 – катушка генератора опорных напряжений; 16 – коррекционная катушка; 17 – обойма; 18 – внешнее кольцо карданного подвеса; 19 – ось карданного подвеса; 20 – фотосопротивление с германиевым фильтром; 21 – модулирующий диск; 22 – линза держатель; 23 – плоское зеркало

Фотосопротивление  $20$  закреплено во внутреннем кольце  $6$  карданного подвеса и может, следовательно, поворачиваться относительно корпуса ракеты на углы  $\varphi$  и  $\psi$ .

Управляющие элементы гироскопа расположены на неподвижном каркасе. К ним относятся:

- четыре катушки  $14$ , создающие вращающееся магнитное поле, которое, взаимодействуя с постоянным магнитом, вызывает вращение гироскопа. Двигатель, образованный по такой схеме, является синхронным. Питание на катушки подается с самолета-носителя. После пуска ракеты гироскоп вращается по инерции;

- четыре катушки  $11$  с подмагничиванием, служащие для запуска гироскопа и стабилизации его вращения;

- две цилиндрические катушки  $3$  и  $13$ , играющие роль электрического арретира. Назначение арретира состоит в том, чтобы удерживать ось гиросистемы (следовательно, ось головки самонаведения) в положении, совпадающем с осью ракеты, до конца участка "обнуления". При отклонении оси ротора гироскопа от продольной оси ракеты в катушках постоянный магнит  $9$  индуцирует ЭДС, подаваемую в усилитель. Оттуда напряжение поступает на коррекционную катушку  $16$ , магнитное поле которой, взаимодействуя с полем постоянного магнита, возвращает ротор в первоначальное положение ( $\varphi = 0, \psi = 0$ );

- четыре катушки  $15$  генераторов опорных напряжений. Катушки расположены со сдвигом на  $90^\circ$  одна относительно другой, а противоположные соединены. При пересечении витков обмоток силовыми линиями магнитного поля постоянного магнита в обмотках наводятся ЭДС, сдвинутые между собой по фазе на  $90^\circ$ . Эти ЭДС используются в координатном преобразователе;

- коррекционная катушка  $16$  цилиндрической формы. Катушка подключена к выходу электронного усилителя. Ток, протекающий по катушке, вызываемый сигналом рассогласования, создает магнитное поле, вынуждающее постоянный магнит  $9$  (ротор гироскопа) поворачиваться (прецессировать) вокруг осей карданного подвеса  $8$  и  $19$  на углы  $\varphi$  и  $\psi$ . При этом оптическая ось головки самонаведения поворачивается в сторону цели.

Рассмотрим процесс коррекции более подробно. Пусть под действием сигнала рассогласования по коррекционной катушке протекает ток (рис. 17)

$$i = i_0 \sin(\omega t - \phi),$$

где  $\omega$  – частота вращения ротора гироскопа;  $\phi$  – начальная фаза.

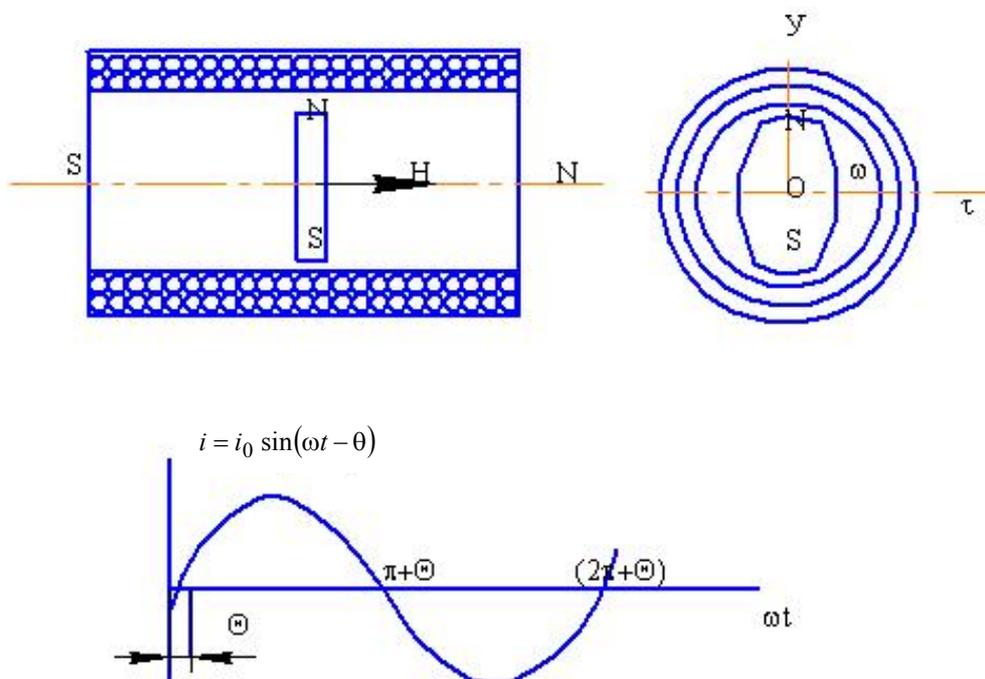


Рис. 17. Схема генератора опорных напряжений

Будем считать, что положительной полувольте тока соответствует направление тока в катушке по часовой стрелке, если смотреть на катушку слева. Вектор напряженности магнитного поля  $\vec{H}$  катушки для этого случая показан на рис. 17. Взаимодействие поля с постоянным магнитом гироскопа проявится в виде усилий, приложенных к полюсам магнита. Направление усилия, приложенного к северному полюсу, противоположно направлению вектора  $\vec{H}$ , а усилие, приложенное к южному полюсу, направлено по вектору  $\vec{H}$ . При отрицательной полувольте тока в катушке вектор  $\vec{H}$  и усилия, приложенные к полюсам магнита, изменяют свое направление на противоположное, но направление момента остается прежним, так как к тому времени магнит повернется на  $180^\circ$ .

Так же как и ток в коррекционной катушке, момент изменяется во времени по гармоническому закону:

$$M = M_0 \sin(\omega t - \phi).$$

Под влиянием корректирующего момента гироскоп прецессирует в плоскости, перпендикулярной плоскости приложения момента, при этом вектор кинетического момента гироскопа стремится совместиться с вектором возмущающего момента. Следовательно, направление прецессии определяется начальной фазой тока  $\phi$ , равной углу фазирования цели.

Угловая скорость прецессии равна:

$$\omega_{\text{пр}} = \frac{M}{I \cdot \omega} = \frac{k \cdot i}{I \cdot \omega},$$

где  $i$  – ток коррекции;  $k$  – коэффициент пропорциональности, зависящий от конструкции ротора гироскопа и коррекционной катушки (числа витков), индукции постоянного магнита и т.д.;  $I$  – полярный момент инерции ротора гироскопа.

### Вопросы для самоконтроля

- Из каких элементов состоит ротор гироскопа?
- Сколько степеней свободы у гироскопа?
- Как ротор гироскопа приводится во вращение?
- Каково назначение генератора опорных напряжений? Из каких элементов он состоит?
- Как должен быть ориентирован модулирующий диск относительно генератора опорных напряжений?
- Чем определяются направление и скорость прецессии гироскопа?
- Как возникает коррекционный момент? От каких величин зависят его модуль и направление?
- В чем Вы видите связь устройства гиросистемы с методом наведения ракеты на цель?

## 2.2. Рулевой отсек

Рулевой отсек имеет цилиндрический корпус, с внешней стороны которого размещены две пары рулей, а внутри установлен рулевой привод. Рулевой привод предназначен для поворота рулей ракеты в соответствии с управляющими сигналами ТГС. Привод имеет два независимых канала управления, аналогичных по конструкции и характеристикам.

В состав рулевого привода (рис. 18) входят:

- турбогенератор 1, обеспечивающий питание электрические цепи ракеты;
- обогревательные элементы с терморегулятором 13, поддерживающие в отсеке постоянную температуру;
- срезной разъем 7, служащий для соединения электрических цепей пускового устройства и ракеты;
- переходник 3 с кронштейном 14, на котором закреплены штепсельные разъемы 2.

С помощью этих разъемов электрические цепи отсека подключаются к ТГС.

В рулевом отсеке помещается также контактный взрыватель боевой части, состоящий из реакционных контактов 10 и предохранительно-исполнительного механизма 9.

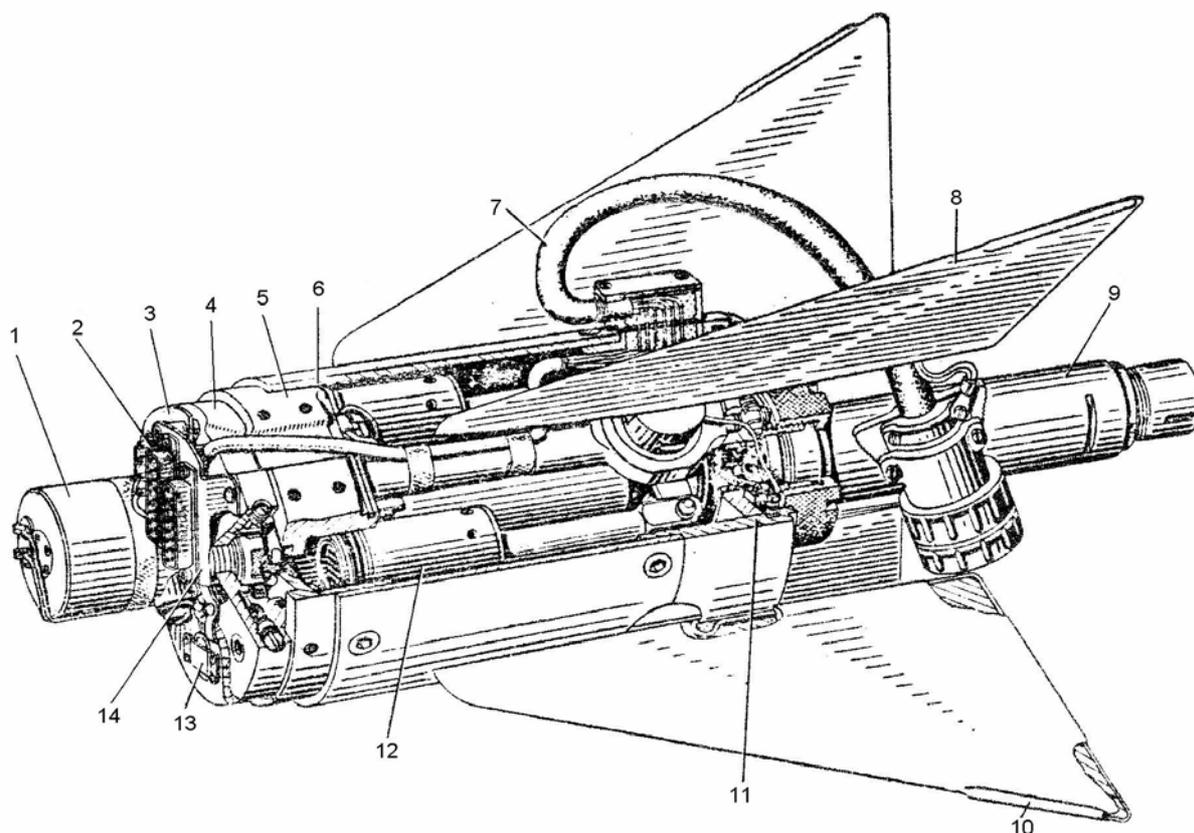


Рис. 18. Рулевой отсек (разрез): 1 – турбогенератор; 2 – штепсельные разъёмы (розетки ШРН-48); 3 – переходник; 4 – плита; 5 – рулевой агрегат 713Т; 6 – цилиндр; 7 – срезной разъём СР-20Д; 8 – руль; 9 – предохранительно-исполнительный механизм контактного взрывателя; 10 – реакционный контакт; 11 – цилиндр; 12 – поршень рулевого привода; 13 – терморегулятор ТР-4КМ; 14 – стальной кронштейн

### 2.2.1. Принцип действия привода

Принципиальная схема одного канала управления рулевого привода показана на рис. 19. Привод работает за счет энергии горячего газа, вырабатываемого пороховым газогенератором (ПАД). Работа начинается при нажатии на кнопку “Пуск” на самолете-носителе. Импульс тока поступает на пиросвечу 17, зажигает воспламенитель, который в свою очередь поджигает пороховой заряд 10 газогенератора 7. Образовавшиеся газы заполняют кольцевую распределительную камеру 16, откуда через четыре сопла 15 поступают в рабочие цилиндры 14, оказывая давление на поршни 4. Из подпоршневой полости газы проходят через отверстие в сердечнике 13, регулируемый зазор между клапаном 6 и торцом сердечника 13 и далее через радиальные отверстия истекают в атмосферу.

Энергия порохового газогенератора используется также для приведения в действие турбогенератора 1, снабжающего электроэнергией агрегаты ракеты. Для этого часть газов из камеры 16 через сопло 18 поступает на лопатки турбины турбогенератора и далее через сопло в плите 2 выходит в атмосферу.

Поршень 4 рабочего цилиндра 14 представляет собой одновременно и электромагнит с обмоткой 12. Он снабжен клапанным устройством, состоящим из калиброванного отверстия в сердечнике 13, якоря 5 и клапана 6. При помощи клапанного устройства можно управлять расходом газа через рабочий цилиндр, а следовательно, и величиной давления газа, действующего на поршень. Положение, которое занимает клапан, определяется равенством двух

приложенных к нему сил: силы электромагнита, притягивающего якорь 5, и газодинамической силы, зависящей от давления газов. При изменении тока в обмотке электромагнита изменяется усилие, притягивающее якорь, и равновесие клапана может наступить лишь в новом положении при ином зазоре между клапаном и сердечником и, следовательно, при измененном давлении в цилиндре.

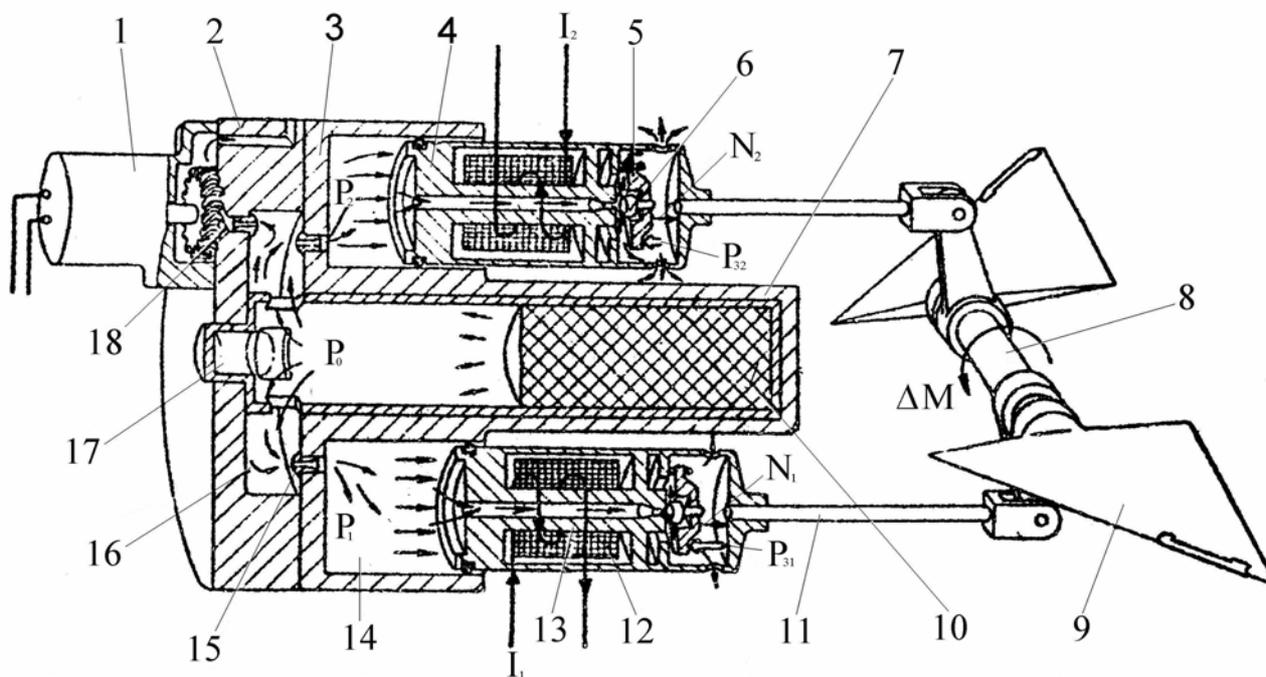


Рис. 19. Принципиальная схема работы рулевого привода одного канала управления: 1 – турбогенератор; 2 – плата; 3 – корпус рулевого привода; 4 – поршень; 5 – якорь; 6 – клапан; 7 – газогенератор; 8 – ось рулей; 9 – рули ракеты; 10 – пороховой заряд; 11 – тяга; 12 – обмотка электромагнита; 13 – сердечник электромагнита; 14 – цилиндр; 15 – сопло; 16 – кольцевая (распределительная) камера; 17 – пиросвеча; 18 – сопло

Если токи  $I_1$  и  $I_2$  в обмотках обоих электромагнитов одного канала управления равны, то и расходы через клапанные устройства обоих поршней одинаковы. В этом случае поршни неподвижны. При подаче ТГС управляющего сигнала за счет возникающей разности токов ( $\Delta I = I_1 - I_2$ ) происходит дифференциальное изменение зазоров в клапанных устройствах двух поршней. В результате нарушается равенство давлений в цилиндрах 14 и равенство моментов, приложенных к валу рулей.

Разность моментов двух поршней пропорциональна разности токов:

$$\Delta M = k \cdot \Delta I .$$

Под влиянием  $\Delta M$  рули поворачиваются до тех пор, пока  $\Delta M$  не уравновешивается аэродинамическим моментом.

### 2.2.2. Основные технические данные привода

Тип рулевого привода.....	Газоэлектрический
Давление пороховых газов в распределительной камере .....	(56...84) $10^5 \text{Н/м}^2$
Максимальный угол поворота рулей .....	$\pm 18^\circ$
Максимальный момент, развиваемый приводом по одному каналу управления, .....	93 Нм
Время горения порохового заряда газогенератора .....	Не менее 21 с
Напряжение, вырабатываемое турбогенератором.....	140 ÷ 180 В

## Вопросы для самоконтроля

Какие агрегаты входят в рулевой отсек? Каково их назначение?  
Что является источником энергии, расходуемой на привод рулей?  
Почему давление под поршнем уменьшается с увеличением расхода газа?  
Какой тип обратной связи используется в рулевом приводе и почему?  
Как должны быть взаимно ориентированы ТГС и рулевой отсек?

### 2.2.3. Конструкция рулевого привода

Основным элементами рулевого привода (рис. 20) являются корпус 5, четыре колонки 16 с установленными в них осями 9 и 14 рулей ракеты, фланец 10, две пары поршней 7, газогенератор 17, четыре обогревательных элемента 20. Колонки 16 вставлены в отверстия корпуса и закреплены штифтами. С противоположной стороны на колонках закреплен четырьмя гайками фланец с розеткой 11, предназначенной для подсоединения вилки предохранительно-исполнительного механизма (ПИМ) контактного взрывателя. Для крепления ПИМ служит гайка 12.

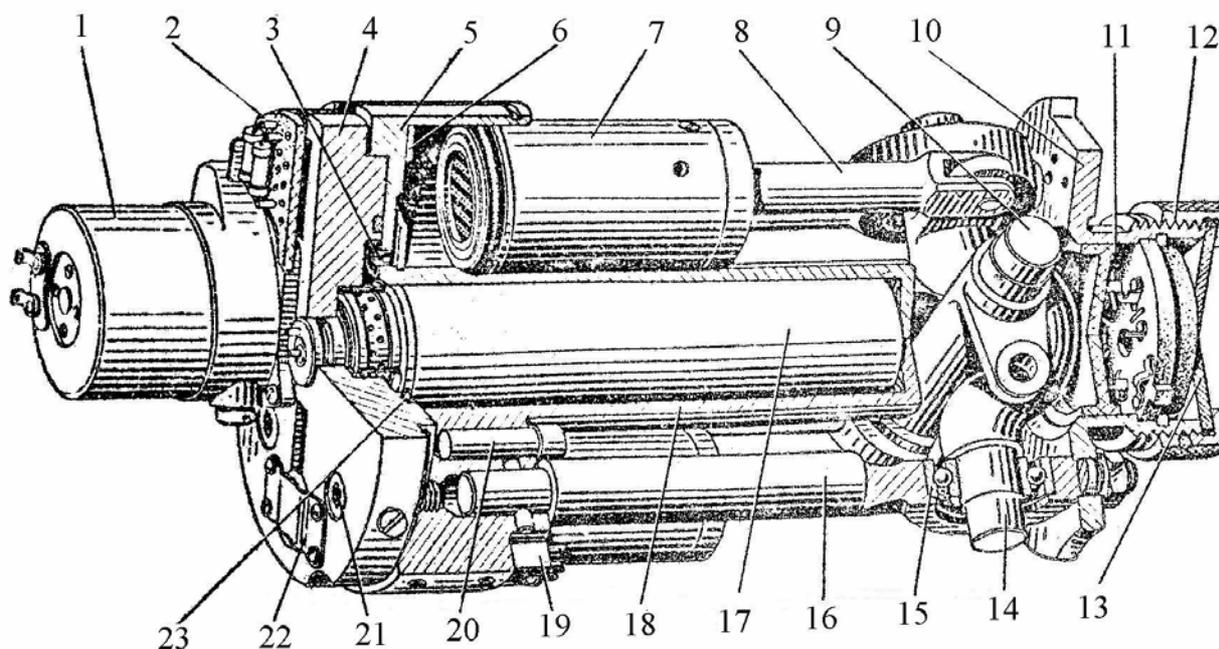


Рис. 20. Рулевой привод РП-310А: 1 – турбогенератор БП-13В3; 2 – колодка; 3 – сопло; 4 – плита; 5 – корпус; 6 – кольцевая шайба; 7 – поршень; 8 – тяга; 9 – ось прямая; 10 – фланец; 11 – розетка; 12 – гайка; 13 – крышка; 14 – ось коленчатая; 15 – подшипник; 16 – колонка; 17 – газогенератор; 18 – стакан; 19 – переходная колодка; 20 – обогревательный элемент; 21 – винт; 22 – терморегулятор ТР-4КМ; 23 – прокладка

С передней стороны к корпусу прикреплена четырьмя винтами 21 плита 4. Внутри стакана 18, выполненного за одно целое с корпусом, помещен газогенератор 17.

К плите крепятся турбогенератор 1, терморегулятор 22 и колодка 2 переходника.

Обогревательные элементы 20 помещены в отверстиях корпуса и служат для подогрева порохового заряда газогенератора и цилиндров, в которых крепятся поршни 7. Температура обогрева регулируется терморегулятором 22. Распайка проводов нагревательных элементов осуществляется на переходных колодках 19.

Тяги 8 связывают поршни 7 с рычагами осей 9 и 14. Ось 9 прямая, а ось 14 коленчатая. Оси вращаются в подшипниках 15, запрессованных в расточки колонок 16.

Газораспределительная камера образована расточкой в плите 4. Она сообщается с цилиндрами, в которых установлены кольцевые шайбы 6, за счет которых пороховые газы направляются на центральную часть торцов поршней, что предохраняет уплотнительные кольца поршней от прогара.

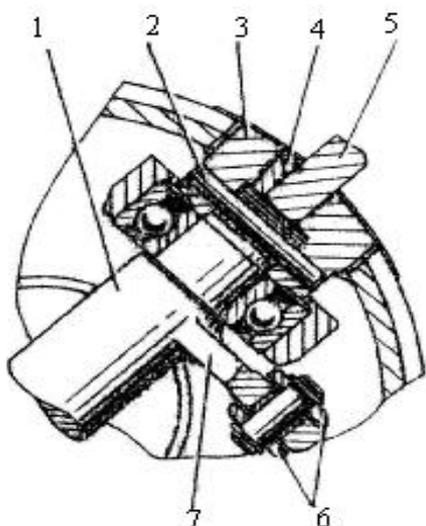


Рис. 21. Узел крепления руля: 1 – ось; 2 – штифт; 3 – втулка; 4 – сухарь; 5 – руль; 6 – тяга поршня рулевого привода; 7 – рычаг

В плите имеются два радиальных канала, сообщающихся с газораспределительной камерой. Один из них закрыт мембраной из медной фольги, прорывающейся при повышении давления газов выше допустимого. Второй служит для подвода сжатого воздуха при наземных проверках отсека управления.

Узел крепления руля изображен на рис. 21. Руль 5 имеет прямоугольный выступ, входящий в паз втулки 3. Руль во втулке закрепляется клиновым сухарем 4, а втулка на оси 1 – с помощью штифта 2.

Узел крепления руля изображен на рис. 21. Руль 5 имеет прямоугольный выступ, входящий в паз втулки 3. Руль во втулке закрепляется клиновым сухарем 4, а втулка на оси 1 – с помощью штифта 2.

#### 2.2.4. Газогенератор

Газогенератор является пороховым аккумулятором давления. Образующиеся при его работе газы используются для привода рулей и турбины турбогенератора.

Конструкция газогенератора показана на рис. 22. Газогенератор состоит из двух частей: собственно газогенератора и пиросвечи. Заряд 9 газогенератора, изготовленный из пороха НПД-2, бронируется по наружной поверхности изоляционной лентой и нитроленоулимым лаком 10. На переднем торце заряда засверлены четыре отверстия диаметром 3 мм, форсирующие выход газогенератора на рабочий режим.

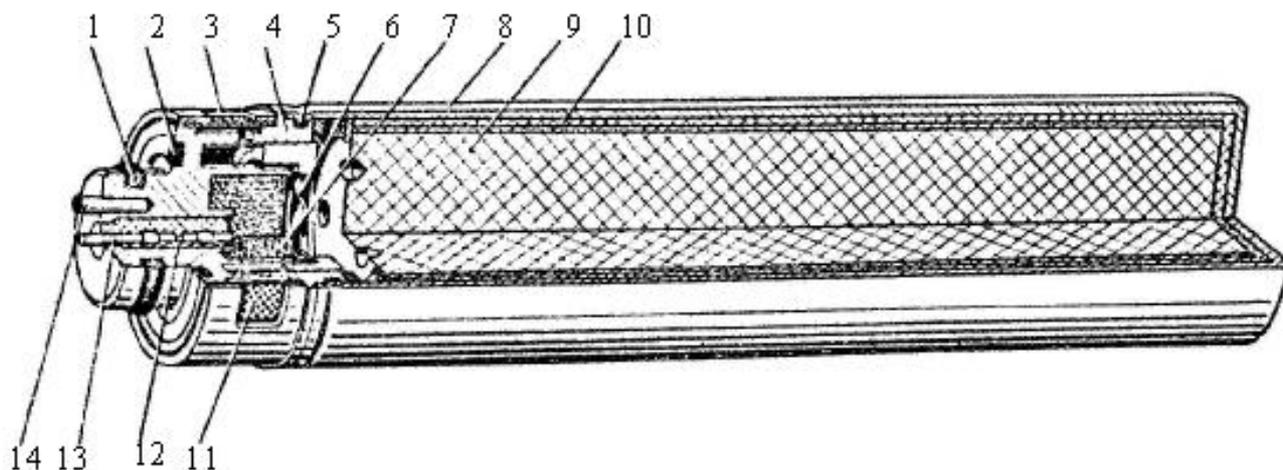


Рис. 22. Газогенератор (разрез): 1 – резиновое кольцо; 2 – медноасбестовое кольцо; 3,5 – кольца; 4 – корпус свечи; 6 – пружинная шайба; 7 – пиротехнический состав; 8 – корпус; 9 – пороховой заряд; 10 – бронирующий слой; 11 – фильтр; 12 – пластмассовая футулка; 13,14 – контакты

Пиросвеча газогенератора помещается в корпусе 4. Внутри него находится пиротехнический состав 7. Для его воспламенения пиросвеча снабжена нитью зажигания из нихромовой проволоки, покрытой иницирующим составом. Нить подпаяна к корпусу пиросвечи и контакту 13, укрепленному в пластмассовой втулке 12.

Корпус 8 газогенератора соединяется с корпусом пиросвечи с помощью завальцовки после снаряжения газогенератора. В корпусе пиросвечи имеются 24 отверстия для выхода газов. С наружной стороны они закрыты фильтром 11, который удерживается кольцом 3, имеющим окна. Пружинная шайба 6 препятствует перемещению заряда газогенератора в корпусе во время транспортировки.

### 2.2.5. Обогревательные элементы и терморегулятор

Обогревательные элементы (4 штуки) предназначены для обогрева цилиндров поршней рулевого привода и порохового заряда газогенератора. Элементы (рис. 23) имеют по две нихромовые спирали и вместе потребляют мощность 100 – 140 Вт.

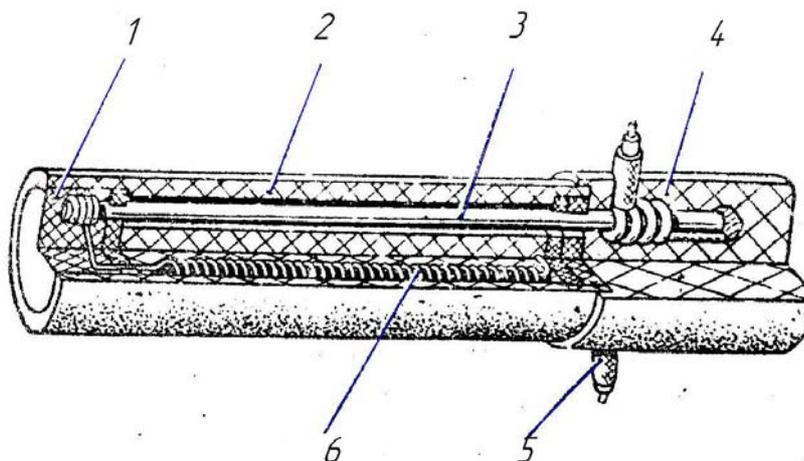


Рис. 23. Обогревательный элемент (разрез): 1 – замазка; 2 – каркас; 3 – стержень; 4 – компаундная масса; 5 – провод; 6 – спираль

Напряжение на обогревательные элементы поступает через терморегулятор (рис. 24), с помощью которого поддерживается температура (в месте его установки) в пределах от 17 до 30<sup>0</sup>С. Чувствительным элементом терморегулятора является биметаллическая шайба 2, изготовленная из биметалла ТБ-7. Устройство и принцип работы терморегулятора ясны из рисунка.

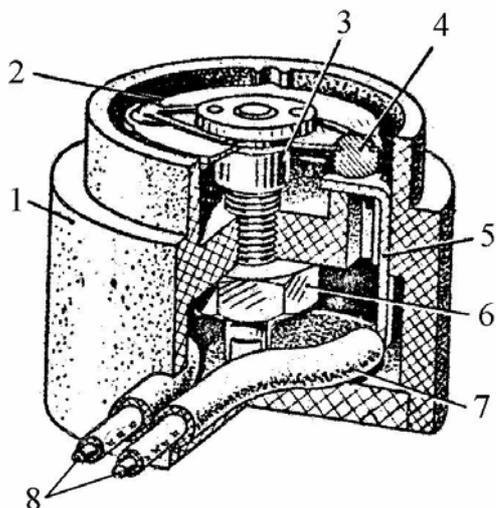


Рис. 24. Терморегулятор ТР-4КМ (разрез): 1 – корпус; 2 – шайба; 3 – стержень; 4, 5 – контакты; 6 – гайка; 7 – хлорвиниловая трубка; 8 – провода

### 2.2.6. Турбогенератор

Турбогенератор предназначен для питания аппаратуры ракеты однофазным переменным током.

Основные части турбогенератора – корпус 2 (рис. 25), статор 7, ротор 11, турбина 1 и щит 6. Статор 7 имеет два постоянных магнита и две последовательно соединенные обмотки с сердечником. Ротор состоит из вала и нанесенного на него пакета листов из электротехнической стали. Листы толщиной 0,35 мм склеены между собой клеем БФ-4 и имеют вид звездочки с шестью выступами. Ось ротора установлена на шарикоподшипниках 10, запрессованных в корпус 2 и щит 6. На конец оси ротора насажена турбина 1. Турбина активная, с симметричным профилем лопаток, выполненных за одно целое с диском. Бандаж 4, закрепляющий лопатки, повышает КПД турбины.

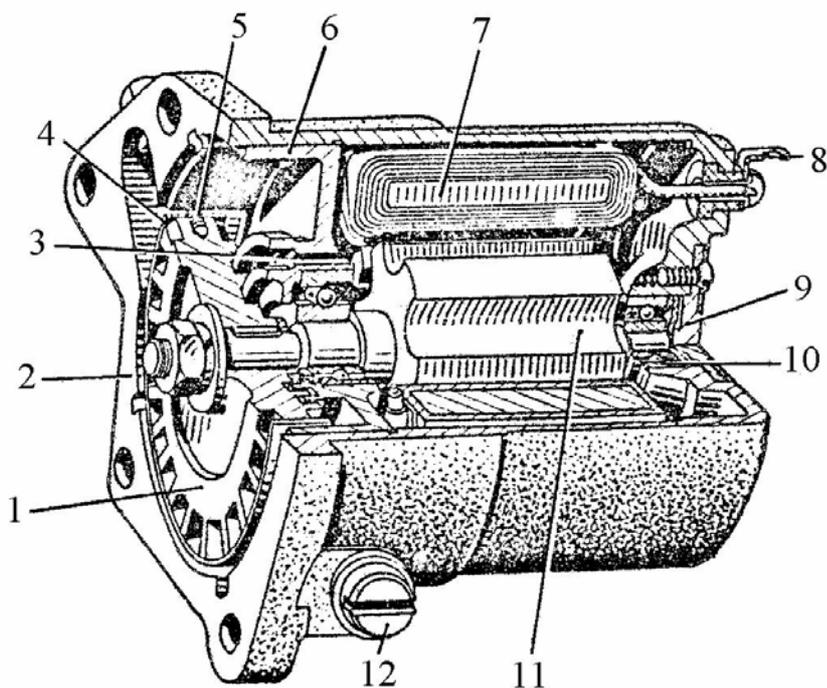


Рис. 25. Турбогенератор (разрез): 1 – турбина; 2 – корпус; 3 – отверстие; 4 – бандаж; 5 – винт; 6 – щит; 7 – статор; 8 – контактная колодка; 9 – крышка; 10 – подшипник; 11 – ротор; 12 – заглушка

Для защиты шарикоподшипника, запрессованного в щит 6, от теплового воздействия пороховых газов предусмотрено лабиринтное уплотнение, образованное двумя кольцевыми проточками в турбине и соответствующими выступами в щите. Для той же цели в щите просверлены отверстия 3, через которые пороховые газы проходят внутрь корпуса турбогенератора, минуя шарикоподшипники.

Напряжение, вырабатываемое турбогенератором, 140 В. Скорость вращения его ротора 55000 – 65000 об/мин.

### 2.3. Боевая часть

Боевая часть (БЧ) ракеты предназначена для поражения истребителей, тактических и стратегических бомбардировщиков противника.

Поражение цели осуществляется осколками, полученными при дроблении корпуса боевой части при взрыве, и фугасным действием взрыва. Боевая часть снабжена двумя взрывателями: контактным, срабатывающим при прямом попадании, и неконтактным, реагирующим на тепловое излучение цели.

### Основные технические данные БЧ

Радиус эффективного поражения цели.....	10 – 11 м
Взрывчатое вещество.....	ТГАФ-5
Число осколков.....	Не менее 1000
Средняя масса одного осколка.....	2,8 г
Угол разлета 90% осколков.....	$10^0 - 16^0$
Начальная скорость разлета осколков.....	1800 м/с
Габаритные размеры:	
длина.....	350 мм
диаметр.....	127 мм
Масса.....	11,3 кг

#### 2.3.1. Конструкция боевой части

Корпус боевой части имеет цилиндрическую форму и состоит из оболочки (рис. 26) с припаянными к ней дном 1 и горловиной 6. Внутри корпуса находится взрывчатое вещество (ВВ) 9, залитое в пластмассовую оболочку 3.

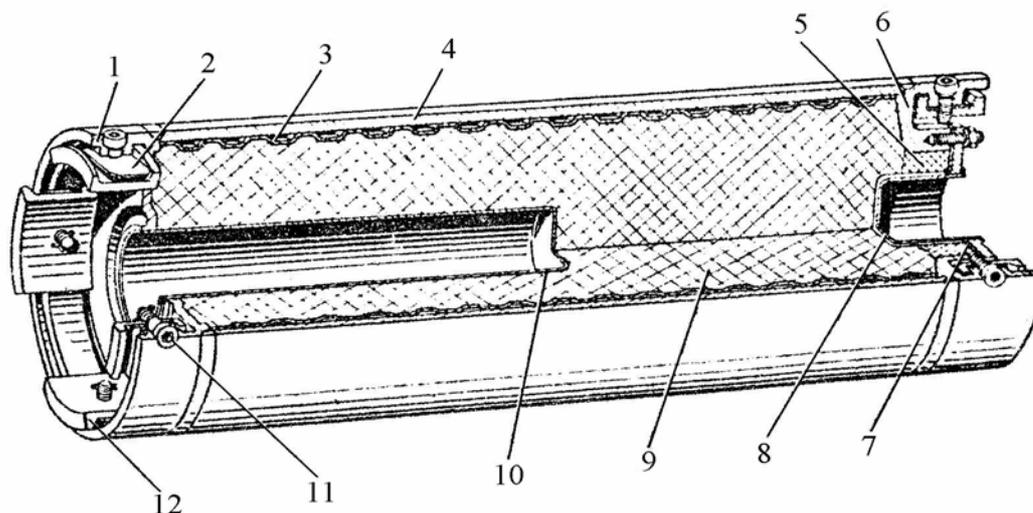


Рис. 26. Боевая часть ракеты (разрез): 1 – дно; 2 – пластинчатая пружина; 3 – пластмассовая оболочка; 4 – цилиндр; 5 – тротильный слой; 6 – горловина; 7 – прокладка; 8 – стакан с диском; 9 – взрывчатое вещество; 10 – стакан; 11 – винт; 12 – прижим

Взрывчатое вещество представляет собой сплав из гексогена, тротила и алюминиевого порошка. Для обеспечения безопасности при снаряжении и эксплуатации боевой части заряд ВВ со стороны горловины имеет тротильную пробку 5. Снаряжение корпуса ВВ производится через горловину.

Пластмассовая оболочка имеет 1240 пирамидальных углублений, чередующихся с прямоугольными площадками. Углубления в оболочке при взрыве боевой части вызывают кумулятивный эффект и формирование за счет этого заданного числа осколков практически одинаковой массы и размеров.

В дно корпуса впаян стакан 10, в котором размещается предохранительно-исполнительный механизм контактного взрывателя, закрепленный на рулевом отсеке. Горловина 6 корпуса закрывается крышкой со стаканом 8. В этот стакан входит предохранительно-исполнительный механизм неконтактного взрывателя, являющегося самостоятельным отсеком.

Для крепления боевой части к соседним отсекам используются четыре прижима 12. Прижимы удерживаются на винтах 11. При ввертывании винтов прижимы притягиваются к внутренней поверхности расточек дна и горловины и при этом клиновидная часть заходит за буртики соответствующих расточек соседних отсеков. При отвертывании винтов прижимы отжимаются пружинами 2.

### 2.3.2. Неконтактный оптический взрыватель

Неконтактный взрыватель располагается между боевой частью и двигателем и представляет собой неразборную герметичную конструкцию, являющуюся самостоятельным отсеком ракеты.

Взрыватель, реагируя на тепловое излучение цели, инициирует подрыв боевой части при пролете ракеты вблизи цели или самоликвидацию ракеты в случае промаха.

Дальность срабатывания (м) при скоростях сближения 150 – 3000 м/с.....0 – 9

Время готовности взрывателя после окончания работы двигателя, с.....0,8

Момент срабатывания самоликвидатора – через 21...23 с с момента пуска ракеты

Габаритные размеры, мм:

длина.....181

диаметр.....127

Масса, кг .....3,1

В состав взрывателя входят электронно-оптический блок, батарея электропитания, предохранительно-исполнительный механизм.

Электронно-оптический блок осуществляет прием и преобразование теплового излучения цели и выдачу в необходимый момент сигнала на огневую цепь ПИМ.

Батарея электропитания является химическим источником тока. Одна из ее особенностей состоит в том, что при нормальных температурах ее электролит находится в твердом состоянии. Это обеспечивает ее сохранность при длительном хранении. Для привода батареи в действие электролит должен быть расплавлен. Поэтому батарея снабжена пиротехническим нагревателем, при срабатывании которого выделяется тепловая энергия, разогревающая батарею до температуры 400 – 600<sup>0</sup>С. Воспламенение пироагрегата производится импульсом тока от бортсети самолета-носителя, через контактную систему, установленную на двигателе ракеты (см. рис. 31).

Оптическая система взрывателя состоит из приемников лучистой энергии (рис. 27),

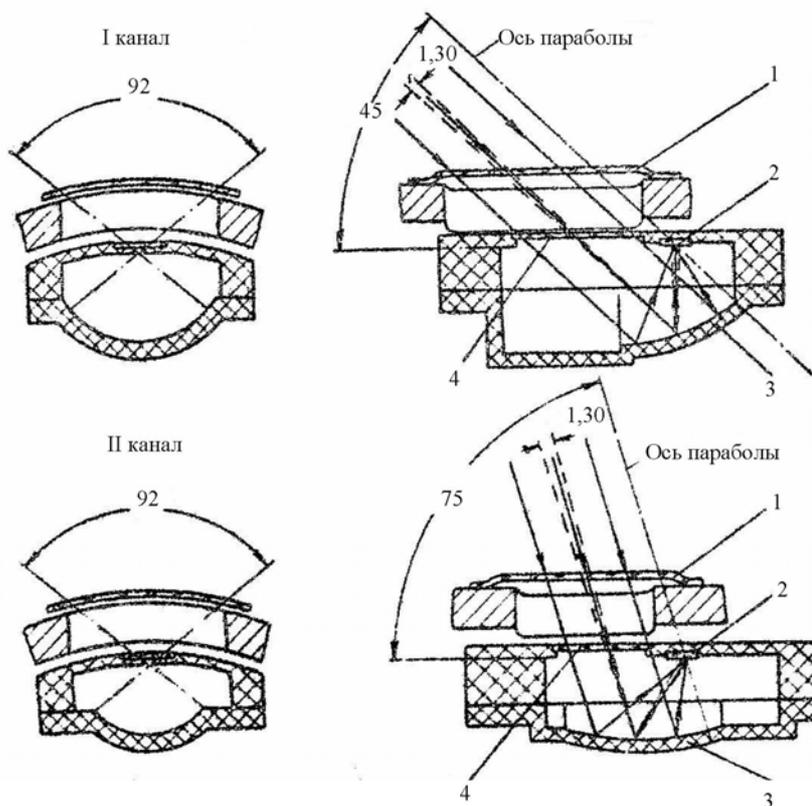


Рис. 27. Оптическая схема приёмников I и II каналов: 1 – защитная плёнка; 2 – фотосопротивление; 3 – параболическое зеркало; 4 – светофильтр

обеспечивающих круговой обзор по двум направлениям: под углом  $45^{\circ}$  (I канал) и  $75^{\circ}$  (II канал) к оси ракеты в направлении полета. В каждый канал входят четыре приемника. Угол зрения каждого приемника  $1^{\circ}30'$ . Приемники обоих каналов расположены (через один) по одной окружности корпуса взрывателя.

Наличие двух каналов взрывателя обеспечивает его высокую помехозащищенность. Взрыватель срабатывает лишь тогда, когда от оптической системы приходит два импульса в определенном порядке (сначала по 1-му, затем по 2-му каналам) и с интервалом 0,1 с.

Каждый приемник (см. рис. 27) состоит из фотосопротивления 2, преобразующего лучистую энергию в электрическую, параболического зеркала 3, фокусирующего лучистую энергию на фотосопротивление, светофильтра 4, задерживающего все лучи, спектральный состав которых отличается от излучения цели, и защитной пленки 1, предохраняющей приемник от воздействия окружающей среды.

### 2.3.3. Контактный взрыватель

Контактный взрыватель – электрический ударный взрыватель мгновенного действия предохранительного типа – состоит из четырех реакционных контактов, установленных по одному на рулях ракеты, и ПИМ.

Реакционный контакт замыкает электроцепь ПИМ при контакте рулей ракеты с целью. Контакт (рис. 28) состоит из стального ножа 3 и обвитого вокруг него изолированного провода 2. Нож и провод расположены в канавке руля 1 и залиты компаундом 4. Провод соединяется с электрической цепью ПИМ. Нож припаян к рулю, играющему роль массы – второго проводника. В случае прямого попадания ракеты в цель изоляция провода будет разрушена ножом и в результате замкнется цепь электровоспламенителя ПИМ. Назначение и принципиальное устройство ПИМ контактного взрывателя такое же, как и у неконтактного. Отличие состоит лишь в том, что у ПИМ контактного взрывателя отсутствует самоликвидатор.

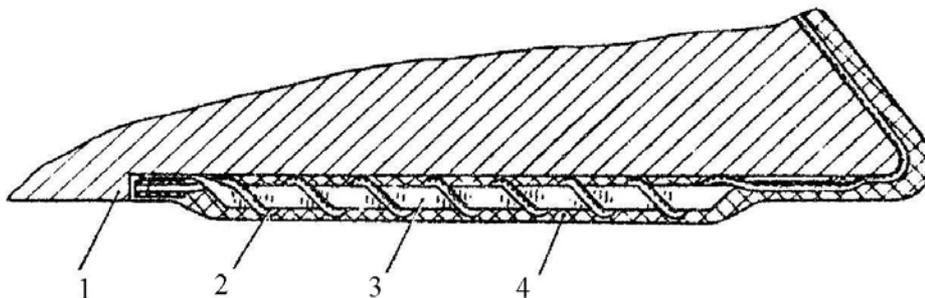


Рис. 28. Реакционный контакт: 1 – руль; 2 – провод; 3 – нож; 4 – компаунд

### 2.3.4. Предохранительно-исполнительный механизм

Предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ) выполняет следующие функции:

- обеспечивает дальнейшее взведение взрывателя;
- выдает сигнал на подрыв боевой части при получении сигнала от электронно-оптического блока;
- самоликвидирует ракету в случае промаха;
- обеспечивает безопасность обслуживания ракеты.

Принцип действия ПИМ основан на использовании инерционных сил, действующих по оси взрывателя. Для согласования процессов, происходящих в ПИМ во времени, в нем используются два часовых механизма. Электронно-кинематическая схема ПИМ (рис. 29) включает в себя огневую цепь (элементы цепи – 26, 8, 21), предохранительный механизм, блок-перемычку (шунт), инерционно-предохранительный контакт, контактно-воспламенительное устройство, самоликвидатор.

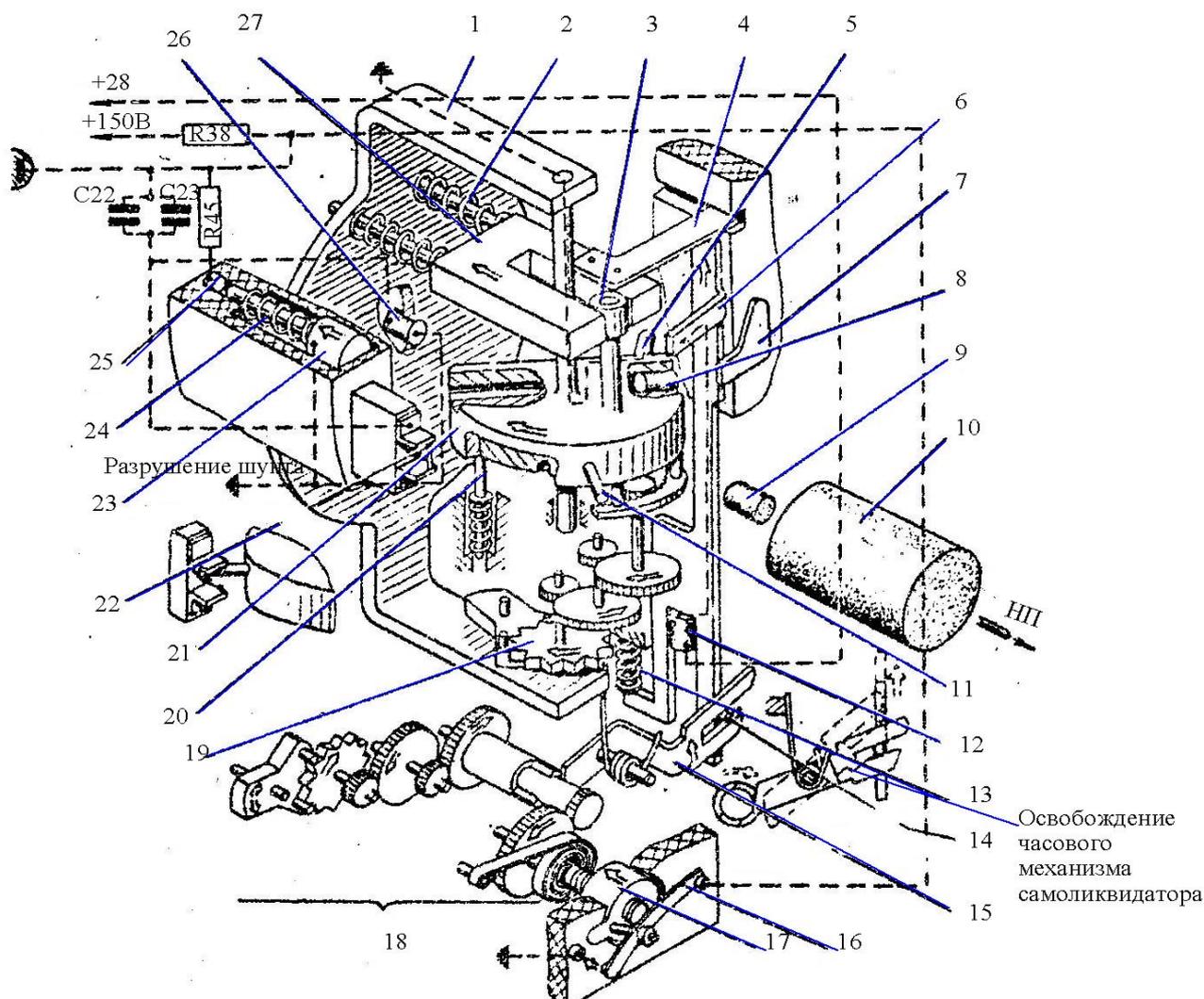


Рис. 29. Схема предохранительно-исполнительного механизма неконтактного оптического взрывателя:  
 1 – кронштейн; 2 – пружина; 3 – ролик; 4 – упор; 5 – контакт; 6 – ползун; 7 – пластина ползуна; 8 – капсуль-детонатор; 9 – передаточный заряд; 10 – детонатор; 11 – шпилька; 12 – толкатель Т-13; 13 – пружина; 14 – палец; 15 – вилка; 16 – пластинчатая пружина; 17 – самоликвидатор; 18 – часовой механизм самоликвидатора; 19 – часовой механизм дальнего взведения; 20 – фиксатор; 21 – поворотный диск; 22 – переключатель (шунт); 23 – подвижный контакт; 24 – пружина; 25 – неподвижный контакт; 26 – электродетонатор; 27 – инерционный предохранитель

Огневая цепь включает в себя электродетонатор 26, капсуль-детонатор 8, являющийся звеном огневой цепи. Капсуль-детонатор установлен в радиальном отверстии диска 21, поэтому огневая цепь остается разорванной до тех пор, пока диск не развернется на необходимый угол. Для той же цели служит переключатель (шунт) 22. Она включена параллельно электродетонатору и делает невозможным протекание по нему тока. Переключатель разрывается в конце взведения диска 21 с помощью установленной на нем шпильки 11.

Инерционно-предохранительный контакт состоит из подвижного (23) и неподвижного (25) контактов и пружин 24. На активном участке траектории под действием сил инерции контакты 28 и 25 замыкаются и шунтируют боевые (запальные) конденсаторы С22 и С23 малым сопротивлением. При этом напряжение на конденсаторах падает до величины, при которой срабатывание электродетонаторов невозможно.

Контактное воспламенительное устройство состоит из пиротолкателя 12, ползуна 6, пружины 13, пластины 7 и контакта 5, расположенного на диске 21. Через палец 14 ползун связан с вилкой 15 часового механизма 18 самоликвидатора. Другой конец ползуна упирает-

ся в упор 4 инерционного предохранителя 27, поэтому перемещение ползуна становится возможным только после отхода предохранителя в крайнее левое положение. Пиротолкатель срабатывает в момент замыкания его электроцепи контактом 5 и выступом ползуна 6. Энергия пороховых газов перемещает ползун вверх. При этом открывается возможность для дальнейшего поворота диска 21 и производится пуск часового механизма 18 самоликвидатора. Пластина 7 стопорит ползун 6 в верхнем положении.

Самоликвидатор состоит из часового механизма 18, резьбовой втулки 17, контактный пластинчатой пружины 16 и вилки 15. Часовой механизм имеет заводную пружину. На одной из концов ее оси, играющей роль ходового винта, насажена втулка 17. При вращении винта втулка перемещается в направлении стрелки. В конце ее движения пластинчатая пружина 16 замыкает электрическую цепь, в которую включены запальные конденсаторы и электродетонатор. Пуск часового механизма самоликвидатора осуществляется ползуном 6, освобождающим первую трибку при повороте вилки 15.

Порядок работы ПИМ следующий. На активном участке траектории ракета испытывает перегрузку в направлении, обратном направлению полета (стрелка Н.П.). Под действием перегрузок предохранитель 27 освобождает диск 21. Те же перегрузки заставляют диск поворачиваться. Скорость поворота регулируется часовым механизмом дальнего взведения 19. При замыкании контакта 5 поворотного диска с выступом ползуна 6 срабатывает пиротолкатель 12, перемещая ползун 6. Диск 21 получает возможность дальнейшего перемещения и запускается часовым механизмом 18 самоликвидатора.

В конце поворота диска шпилька 11 разрывает шунт 22, подключая тем самым электродетонатор 26 к боевым (запальным) конденсаторам С22 и С23. Во взведенном положении диск стопорится фиксатором 20. Капсюль-детонатор 8 при этом устанавливается в одну линию с электродетонатором 26 и передаточным зарядом 9. Огневая цепь становится замкнутой.

В конце активного участка траектории после прекращения действия перегрузок пружина 24 замыкает контакты 23 и 25, шунтирующее сопротивление 45 отключается, и конденсаторы С22 и С23 заряжаются до уровня, необходимого для срабатывания электродетонаторов. Взрыватель приходит в полную боевую готовность.

При полете вблизи цели электронно-оптический блок вырабатывает импульс, отпирающий электрическую цепь, по которой боевые конденсаторы разряжаются на электродетонатор 26. Взрыватель подрывает боевую часть ракеты.

В случае промаха цепь разряда конденсаторов замыкается самоликвидатором.

### **Вопросы для самоконтроля**

Каков тип боевой части?

Каково назначение пластмассовой оболочки заряда?

Каковы размеры осколков? Чему равна кинетическая энергия одного осколка?

На каком расстоянии срабатывает неконтактный взрыватель?

Чем обеспечивается помехоустойчивость неконтактного взрывателя?

Каково назначение ПИМа?

Из каких элементов состоит огневая цепь ПИМа?

Чем обеспечивается безопасность боевой части в обращении, при транспортировке, на пусковом устройстве, при случайных падениях?

## **2.4. Двигательный отсек**

### **2.4.1. Основные технические данные двигателя**

Суммарный импульс тяги ..... Не менее 38100 Н·с

Тяга:

максимальная.....25000 Н

минимальная (при температуре заряда – 54°С)..... 10000 Н

Время работы двигателя:	
при температуре заряда +60 <sup>0</sup> С	1,7 с
при температуре заряда -54 <sup>0</sup> С	3,2 с
Максимальное давление в камере сгорания	13·10 <sup>6</sup> Н/м <sup>2</sup>
Длина заряда	1570 мм
Наружный диаметр (с бронировкой)	118 мм
Масса заряда (с бронировкой)	20,5 кг
Масса неснаряженного двигателя	14,8 кг
Форма заряда	Цилиндрическая шашка, бронированная по наружной поверхности и торцам, с центральным 8-лучевым звездообразным каналом
Марка топлива	НМФ-2 с добавкой соли K <sub>2</sub> SO <sub>4</sub>

#### 2.4.2. Конструкция двигателя

Общий вид двигателя приведен на рис. 30, передняя и хвостовая его части соответственно на рис. 31 и 32.

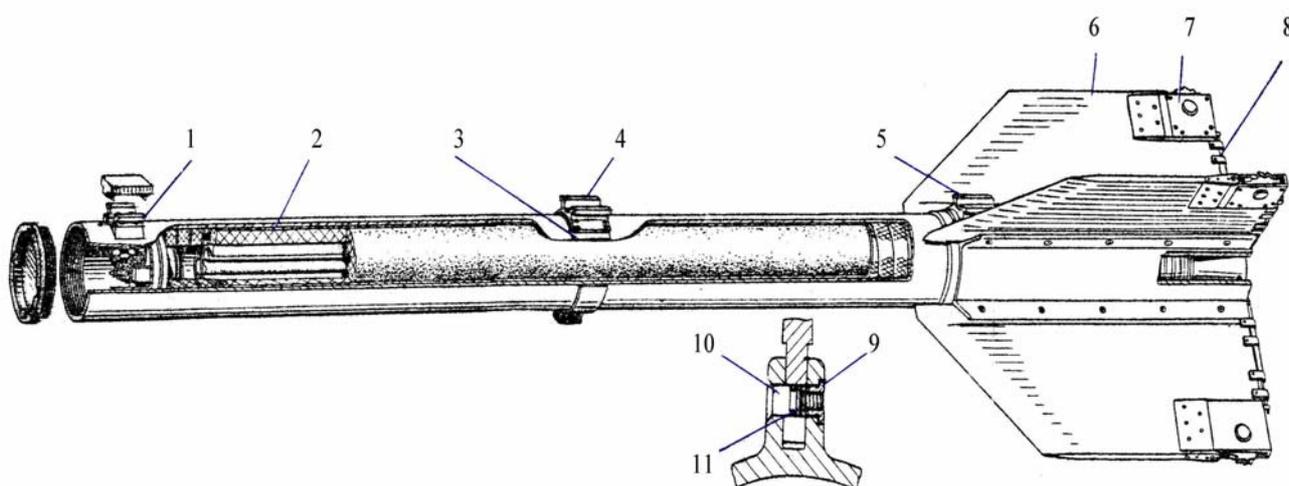


Рис. 30. Общий вид двигателя: 1 – передняя направляющая; 2 – корпус двигателя; 3 – хомут; 4 – средняя направляющая; 5 – задняя направляющая; 6 – крыло; 7 – гироскопический стабилизатор скорости крена (роллерон); 8 – стопорящая шпилька; 9 – резьбовая втулка; 10 – винт; 11 – резиновое кольцо

Корпус 1 двигателя (рис. 31) представляет полый цилиндр, изготовленный из алюминиевого сплава. Внутри корпуса с передней его стороны выполнена резьба для соединения с четвертым отсеком, а на наружной поверхности с помощью двух пустотелых болтов 5 крепится передняя направляющая 7. Корпус с передней стороны закрыт стаканом 3, который крепится винтом 19 и болтами 5. Стакан предназначен для крепления воспламенителя 16 и контактного устройства батареи электропитания неконтактного взрывателя. Герметизация внутренней полости двигателя осуществляется резиновой диафрагмой 12, прижимаемой к стакану 3 фланцем 11.

В хвостовой части корпуса (рис. 32) под углом 90<sup>0</sup> друг к другу расположены ребра с продольными пазами для установки крыльев. В ребрах имеются по пять отверстий под винты, которыми крылья крепятся к корпусу двигателя. Между крыльями устанавливается задняя направляющая. Она крепится четырьмя винтами.

Сопло 5 изготовлено из стали. Оно соединяется с корпусом при помощи стопора 3 прямоугольного сечения. Стопор отогнутым концом через прямоугольный паз в корпусе двигателя вставляется в глухое радиальное отверстие сопла и вращением сопла затягивается

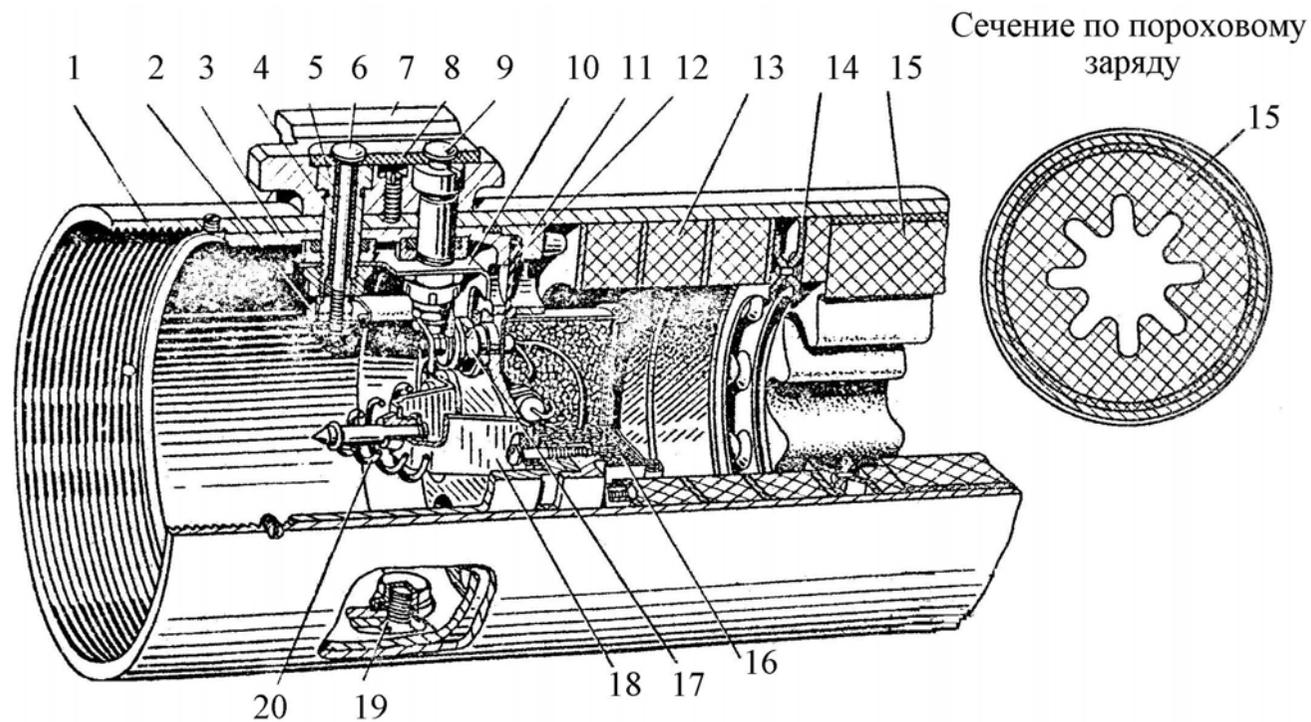
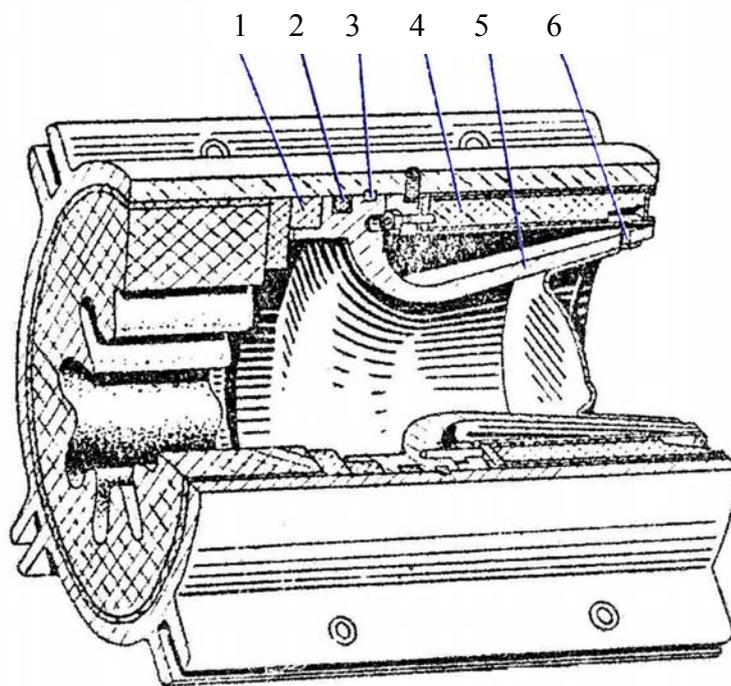


Рис. 31. Передняя часть двигателя: 1 – корпус; 2 – плюсовая шинка; 3 – стакан; 4 – изоляционная трубка; 5 – пустотелый болт; 6,17 – контакты цепи зажигания воспламенителя; 7 – передняя направляющая; 8 – керамическая прокладка; 9 – контакт цепи термобатареи взрывателя; 10 – контактная пластина; 11 – фиксирующий фланец; 12 – резиновая диафрагма; 13 – компенсатор; 14 – перегородка; 15 – пороховой заряд; 16 – воспламенитель; 18 – скоба; 19 – винт; 20 – гибкий проводник цепи термобатареи

внутри, располагаясь в совмещенных кольцевых проточках корпуса и сопла. Сопло уплотняется резиновым кольцом 2. Второе резиновое кольцо 1 служит для уплотнения заряда. Внутри сопла расположен тонкостенная алюминиевая заглушка, герметизирующая двигатель. Благодаря заглушке в двигателе до момента запуска поддерживается давление, соответствующее моменту сборки.



Сечение по пружинящему стопору

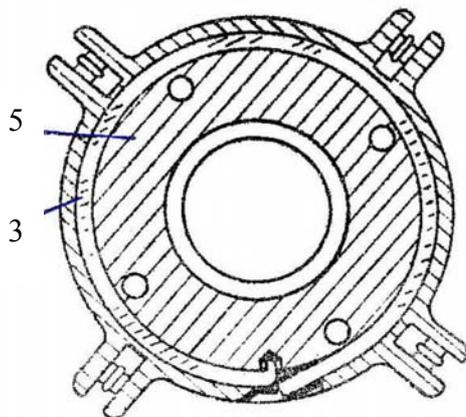


Рис. 32. Хвостовая часть двигателя: 1, 2 – уплотнительные кольца; 3 – пружинящий стопор; 4 – кольцевой трассер; 5 – сопло; 6 – отверстия для прохода горячих газов к кольцевому трассеру

Воспламенитель 16 (см. рис. 31), предназначенный для зажигания заряда твердого топлива, состоит из герметичного тонкостенного футляра, заполненного крупнозернистым черным порохом. В завальцованной крышке футляра расположены два электрозапала. Плюсовые провода запалов подсоединены к контакту 17, минусовые выходы – к корпусу.

Контакт 17 шиной 2 соединен с контактом 6, расположенным внутри пустотелого болта 5. Контакт 6 состоит из латунного стержня, электрически изолированного от пустотелого болта керамической прокладкой 8, изоляционной трубкой 4, резиновой и керамической втулками.

Заряд 15 изготовлен из твердого топлива марки НМФ-2, содержащего добавку соли  $K_2 SO_4$  для уменьшения влияния струи двигателя на самолет-носитель. Заряд представляет собой одноканальную цилиндрическую шашку со звездчатым внутренним каналом. Наружная поверхность заряда обматывается теплоизолирующей пластмассовой лентой, защищающей заряд от механических повреждений и играющей роль бронировки. Те же функции выполняют резиновые кольца, приклеенные к торцам заряда.

Горение заряда только по внутренней поверхности уменьшает тепловую нагрузку на стенки корпуса двигателя.

Звездообразная форма заряда позволяет обеспечивать примерно постоянное давление в камере. Изменение тяги двигателя во времени показано на рис. 33.

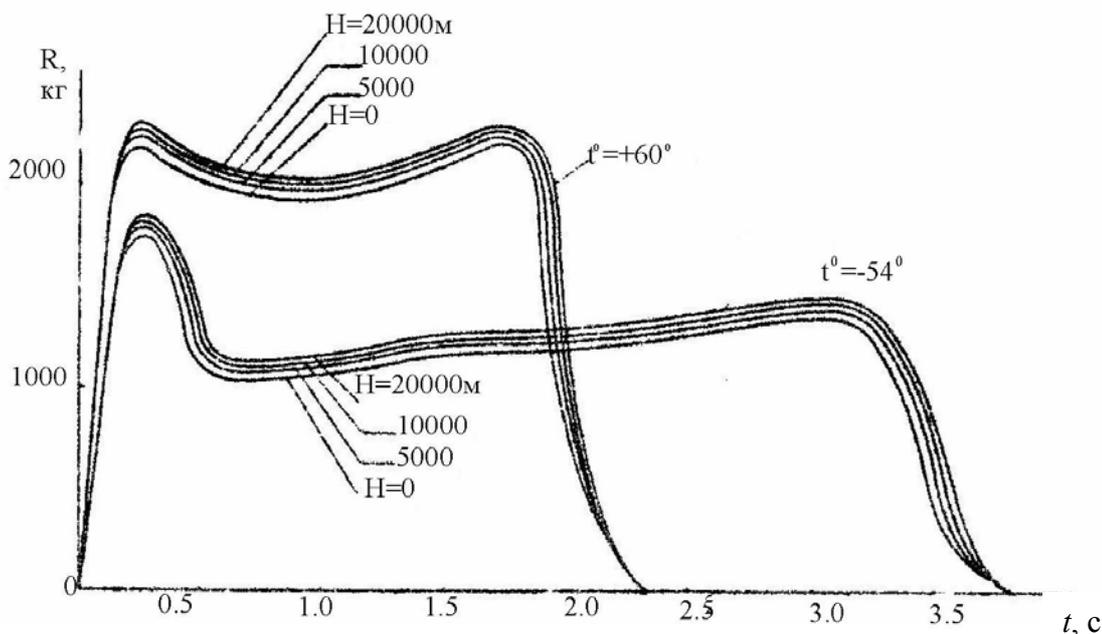


Рис. 33. Изменение тяги двигателя  $R$  по времени в зависимости от температуры порохового заряда  $t^0$  для различных высот  $H$

Заряд вставляется внутрь корпуса двигателя до упора в перегородку 14 (см. рис 31), которая служит для выравнивания давления на наружную и внутреннюю поверхность заряда. Это необходимо для предотвращения разрушения заряда.

Для компенсации линейного расширения заряда служит компенсатор 13. Он представляет собой пакет, склеенный из микропористых резиновых и картонных шайб.

### 2.4.3. Трассер

В хвостовой части двигателя установлен кольцевой трассер 4 (см. рис. 32), обеспечивающий возможность наблюдения и фиксации траектории полета ракеты. Трассер состоит из запрессованного в специальный корпус пиротехнического состава. Время горения не менее 23 с. Цвет трассы оранжевый. Воспламеняется трассер от газовой струи двигателя. Для этого в сопле 5 предусмотрены три отверстия 6.

### 2.4.4. Крыло

Крылья обеспечивают маневренность ракеты, а также продольную статическую устойчивость. Крыло имеет форму прямоугольной трапеции. Толщина крыла постоянна по всему размаху. Передняя кромка стреловидна и заострена. В нижней части крыла расположены пять отверстий с пазами для прохода винтов 16 крепления крыльев (рис. 34).

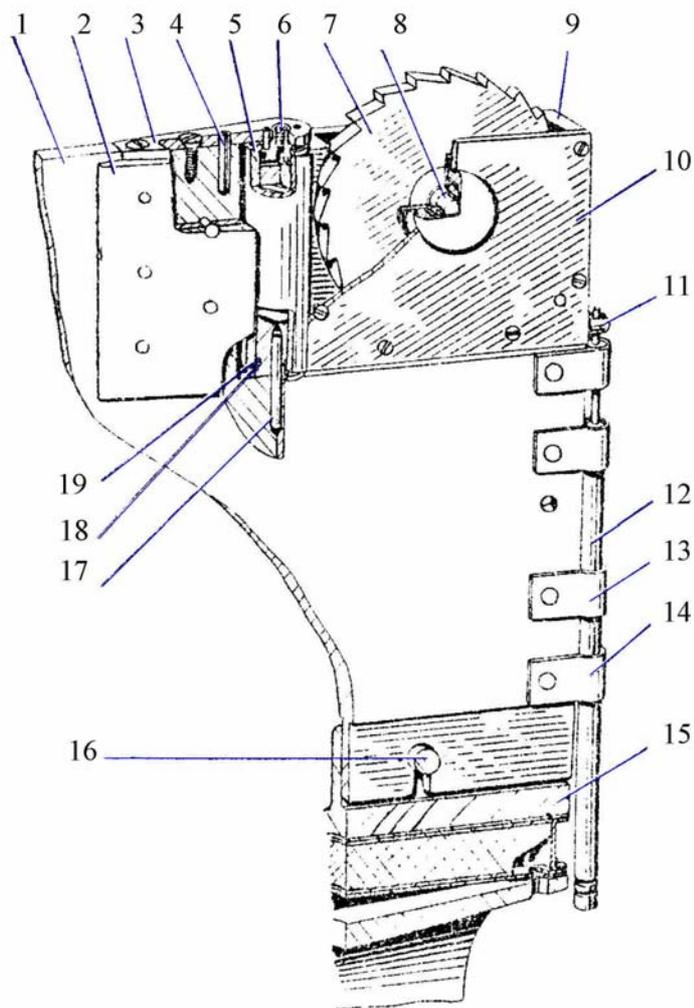


Рис. 34. Крыло (разрез по двигателю с установленным кольцевым трассером): 1 – крыло; 2 – накладка; 3 – накладка; 4 – штифт; 5 – ось роллерона; 6 – резьбовая пробка; 7 – колесо (ротор гироскопа); 8 – ось колеса; 9 – корпус роллерона; 10 – крышка; 11 – стопорный штифт; 12 – стопорящая шпилька; 13 – неподвижный хомут; 14 – хомут; 15 – корпус двигателя; 16 – винт крепления крыла; 17 – штифт; 18 – пружинное кольцо; 19 – резиновое кольцо

В концевой части крыла располагается роллерон, стопорящийся шпилькой 12. К крылу прикреплены накладки 2 и 3. Первые ограничивают угол поворота роллерона, вторые крепят ось 5 роллерона.

Роллерон ограничивает угловую скорость крена ракеты. Он состоит из корпуса 9, оси 5, колеса (ротора гироскопа) 7 и крышки 10. В корпусе роллерона установлен штифт 11, в паз которого входит стопорящая шпилька 12, удерживающая роллерон неподвижным, пока не работает двигатель ракеты. Конструкция стопорящей шпильки показана на рис. 35. Пружина 3 удерживается в сжатом состоянии легкоплавким наполнителем 5. При запуске двигателя наполнитель плавится, пружина отжимает шпильку и роллерон освобождается.

### Вопросы для самоконтроля

- Почему тяга двигателя и время его работы зависят от начальной температуры заряда?
- Что представляет собой порох НМФ -2?
- Подсчитайте удельный импульс тяги двигателя.
- Зачем сопло герметизируется специальной заглушкой?
- Какую форму имеет внутренний канал заряда?
- Зачем нужен трассер? Как происходит его воспламенение?
- Какова роль крыльев? Почему их четыре?
- Почему роллероны ограничивают угловую скорость, а не угол крена?

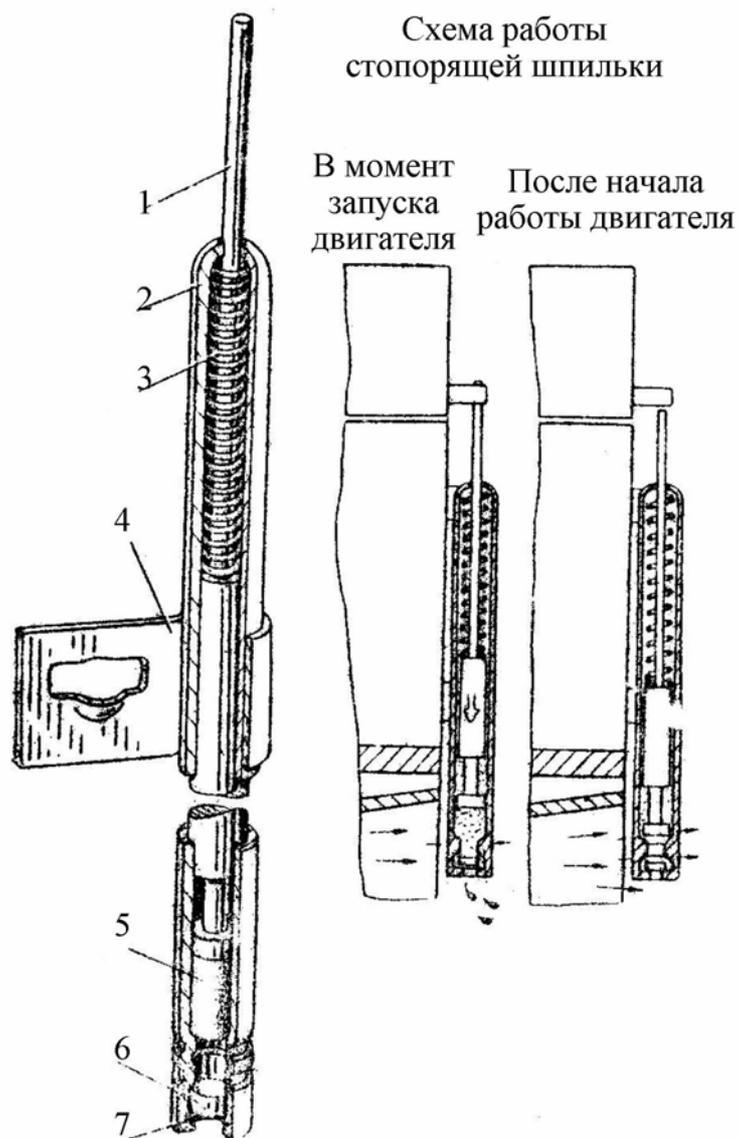


Рис. 35. Стопорящая шпилька: 1 – шпилька; 2 – трубка; 3 – пружина; 4 – хомут; 5 – наполнитель; 6 – вставка; 7 – шайба

### 3. ВОПРОСЫ ДЛЯ САМОКОНТРОЛЯ

1. Из каких соображений конструкция ракеты разделена на отсеки?
2. Из каких соображений конструктор остановился на схеме ракеты - “утка”?
3. Почему крылья и рули ракеты имеют стреловидность?
4. Почему крылья и рули ракеты имеют разную стреловидность?
5. Четыре консоли крыльев ракеты необходимы для того, чтобы (продолжите объяснение).
6. Какой режим полета ракеты называется балансирующим?
7. Чем обеспечивается статическая устойчивость ракеты?
8. Чем можно предотвратить потерю динамической устойчивости ракетой при дозвуковой скорости полета?
9. Какова средняя величина располагаемых поперечных перегрузок?
10. Чем определяется угол поворота рулей?
11. Есть ли противоречие между формулой  $n = k\Delta M$  и графиком “перегрузка – функция скорости полета и высоты”?

12. В чем суть метода пропорционального сближения, реализованного в ракете?
13. Дайте определение поперечной перегрузке.
14. Дайте определение располагаемой перегрузке.
15. Дайте определение потребной перегрузке.
16. Что такое линия визирования?
17. Зачем нужен участок обнуления?
18. Почему начальный участок траектории ракеты является неуправляемым?
19. Почему ракета самоликвидируется?
20. Из каких соображений выбран момент срабатывания самоликвидатора ракеты?
21. Перечислите все каналы управления ракетой.
22. Что входит в структурную схему управления ракетой?
23. Что такое звено кинематической связи?
24. Как реализовано звено кинематической связи?
25. Какую роль в системе управления играет головка самонаведения?
26. Почему сигнал с тепловой головки самонаведения пропорционален угловой скорости линии визирования (линии “ракета - цель”)?
27. Почему система управления правильно функционирует при наличии угловой скорости крена?
28. Какими обратными связями охвачена ракета РЗС как объект управления?
29. В чем смысл использования обратной связи по аэродинамическому шарнирному моменту?
30. Может ли ракета, потеряв цель, захватить другую?
31. Какое свойство гироскопа используется в работе роллерона?
32. Почему роллерон не стабилизирует угол крена, а уменьшают угловую скорость крена?
33. Почему нельзя допускать большой угловой скорости крена ракеты?
34. Что будет при быстром вращении ракеты вокруг продольной оси?
35. От чего зависит зона разлета осколков?
36. Каким образом осуществляется дальнейшее взведения взрывателя?
37. Зона пуска ракеты – это (продолжите определение).
38. Почему зоны пуска ракеты на разных высотах имеют разные протяженности?
39. Чем ограничиваются размеры зоны пуска?
40. Ракурс стрельбы – это (продолжите определение).
41. Почему для стрельбы ракетой из нижней полусферы возможностей больше, чем из верхней?
42. Напишите выражение для поперечной перегрузки при стрельбе из верхней полусферы и соответственно – нижней.
43. Какие функции выполняет тепловая головка самонаведения?
44. При каких условиях наступает срыв самонаведения?
45. Перечислите основные узлы тепловой головки самонаведения?
46. Что входит в состав контура углового сопровождения цели?
47. Зачем нужна бленда?
48. Плоское зеркало нужно для того, чтобы (продолжите объяснение).
49. Модулирующий диск нужен для того, чтобы (продолжите объяснение).
50. Чем обеспечивается зависимость амплитуды сигнала рассогласования от угла рассогласования?
51. Чем обеспечивается зависимость фазы сигнала рассогласования от угла фазирования?
52. Чем обеспечивается помехоустойчивость ТГС?
53. С какой целью обе половины модулирующего диска имеют в среднем одинаковую прозрачность?
54. Что представляет собой поле захвата ТГС?

55. Что представляет собой ротор гироскопа ТГС?
56. Сколько степеней свободы имеет ротор гироскопа?
57. От чего зависит скорость вращения ротора гироскопа?
58. Как приводится во вращение ротор гироскопа?
59. В чем Вы видите связь устройства гиросистемы и метода наведения ракеты?
60. От чего зависят направление и скорость прецессии гироскопа?
61. Каков принцип работы электрического арретира?
62. Назначение генератора опорных напряжений?
63. Чем обеспечивается согласованность начала отсчета фаз опорных напряжений и угла фазирования?
64. Коррекционная катушка необходима для того, чтобы (продолжите объяснение).
65. Чем определяются модуль и направление коррекционного момента?
66. На что влияет изменение начальной температуры заряда двигателя?
67. Дайте характеристику топливу НМФ-2.
68. Зачем сопло двигателя герметизируется специальной заглушкой?
69. Почему канал заряда РДТТ звездообразной формы?
70. Каково предназначение обогревательных элементов и терморегуляторов в рулевом отсеке?
71. Почему с увеличением расхода газа через цилиндр рулевого привода давление в нем уменьшается?
72. Положение, занимаемое (механизмом) клапаном, регулирующим расход газа, зависит от (продолжите объяснение).
73. Чем определяется скорость поворота рулей?
74. Каков тип обратной связи, используемой в рулевом приводе?
75. Что регулируется при сборке отсеков ГСН и рулевого привода?
76. Каково назначение пластмассовой оболочки заряда боевой части?
77. Чем определяется кинетическая энергия одного осколка?
78. Дайте характеристику взрывчатому веществу ТГАФ-5?
79. Чем определяется расстояние до цели, на котором может сработать неконтактный взрыватель?
80. Как обеспечивается помехозащищенность неконтактного взрывателя?
81. Каково предназначение ПИМ?
82. Что входит в состав огневой цепи ПИМ? Назовите последовательность работы элементов.
83. Чем обеспечивается и как производится дальнейшее взведение взрывателя?
84. Почему боевая часть снабжается двумя взрывателями?
85. Из каких соображений выбран момент освобождения роллеронов?

#### **4. КОММЕНТАРИИ К ВОПРОСАМ**

##### **1. К вопросу о балансировочном режиме полета ракеты (вопрос 6).**

Установившимся движением летательного аппарата называется такое движение, при котором скорость полета, углы атаки, скольжения и крена, а также угловые скорости относительно осей связанной системы координат остаются постоянными во время полета..

Так как угловые ускорения также равны нулю, то и суммы моментов, действующих на летательный аппарат относительно осей связанной системы координат, равны нулю. В этом случае летательный аппарат находится в состоянии балансировки и такой режим движения называется балансировочным. В балансировочном режиме ракета движется либо по прямой, либо по дуге постоянного радиуса. В балансировочном движении скорость полета и угол атаки (скольжения) постоянны.

## **2. К вопросу об устойчивости (вопросы 7,8).**

Движение называется невозмущенным (основным), если оно происходит по определенной траектории со скоростью, изменяющейся в соответствии с каким-либо заданным законом, при стандартных значениях параметров атмосферы и известных начальных параметрах этого движения. Воздействие случайных возмущающих факторов (порывы ветра, помехи в системе управления, возмущения от отклонения рулей и т.п.) приводит к тому, что основное движение может нарушиться. После прекращения этого воздействия летательный аппарат будет двигаться, по крайней мере, в течение некоторого времени по иному закону, отличному от первоначального. Это будет возмущенное движение.

Если силы или моменты, возникающие при отклонении от невозмущенного движения таковы, что они возвращают аппарат на первоначальную траекторию, то движение будет устойчивым (установившимся), в ином случае – неустойчивым.

Устойчивость – способность системы восстанавливать свое установившееся состояние после прекращения действия возмущений.

Различают статическую и динамическую устойчивость. Применительно к ракете статическая устойчивость – это свойство ракеты с отключенной системой управления. Ракета устойчива по потоку.

Динамическая устойчивость – устойчивость ракеты вместе с системой управления. Это устойчивость на траектории. Динамическая устойчивость характеризуется также степенью отклонения ракеты от установившегося движения, длительностью переходного процесса и др.

## **3. К вопросу о перегрузках (вопросы 9,10).**

В общем случае перегрузка – это отношение суммы внешних сил, действующих на ракету (кроме силы тяжести), к ее весу.

*Располагаемой перегрузкой* называется перегрузка, которую можно получить при полете в данных условиях при максимальном угле закладки рулей. Нормальная располагаемая перегрузка равна отношению подъемной силы к весу.

*Потребная перегрузка* – перегрузка, необходимая для полета по траектории, соответствующей выбранному методу наведения ракеты на цель. Потребная перегрузка есть отношение необходимого нормального ускорения к ускорению свободного падения. Если располагаемые перегрузки меньше потребных, полет по заданной траектории невозможен.

## **4. К вопросу «Есть ли противоречие между формулой $n = k\Delta M$ и графиком “перегрузка – функция скорости полета и высоты”?» (вопрос 11).**

Для ответа на этот вопрос необходимо вспомнить: 1) от чего зависит угол закладки рулей; 2) смысл обратной связи по аэродинамическому шарнирному моменту; 3) определение располагаемых и потребных перегрузок и применить Ваши знания к обоснованию ответа.

## **5. К вопросу о звене кинематической связи (вопросы 23, 24) .**

Система уравнений, описывающая ракету и элементы управления, должна быть дополнена уравнениями, определяющими связь между выходными параметрами ракеты и входными параметрами измерительных устройств.

В зависимости от того, что принимается в качестве выходного параметра ракеты и какой параметр движения измеряется измерительным устройством, связь может быть выражена той или иной системой уравнений. Структурная схема, соответствующая этой системе, образует кинематические звенья системы управления. Кинематическое звено в основном отражает специфику различных методов наведения.

Входным параметром для ракеты РЗС является сигнал, снимаемый с фотоспротивления и пропорциональный углу рассогласования  $\beta$ . Под действием электромагнитного поля корректирующих катушек гироскоп прецессирует с установленной на нем оптической системой. Угол, на который поворачивается гироскоп, равен интегралу от скорости прецессии.

Это означает, что электрический сигнал ТГС пропорционален производной от угла места цели  $\varepsilon_{ц}$ , а так как угол  $\beta$  всегда достаточно мал, то и угловой скорости  $\dot{\varepsilon}$  линии визирования.

**6. К вопросу о пропорциональности сигнала с ТГС угловой скорости линии визирования (линии “ракета - цель”) (вопрос 26).**

ТГС – это координатор цели, измеряющий (с погрешностью) угловую скорость линии визирования. Рули, отклоняясь по сигналу ТГС, вызывают пропорциональные угол атаки и подъемную силу. Так как управление производится на пассивном участке полета (масса ракеты постоянна), скорость изменения направления полета ракеты тоже пропорциональна угловой скорости линии визирования.

В ТГС используется основное свойство гироскопа – прецессировать со скоростью, пропорциональной внешнему моменту. Поскольку угол рассогласования всегда мал, можно считать, что ось ротации гироскопа совпадает с линией визирования и имеет, следовательно, равную с ней угловую скорость.

ТГС измеряет относительные координаты цели в связанной с ракетой системе координат, имеющей тот же крен, что и ракета.

**7. К вопросу об обратных связях, которыми охвачена ракета как объект управления? (вопрос 28).**

Ракета с системой управления охвачены главной обратной связью: параметры траектории полета поступают на вход измерительного преобразователя – ТГС. В физической модели эта обратная связь представляет собой взаимодействие ракеты со средой – атмосферой, а в математической модели – уравнения движения ракеты.

Промежуточной обратной связью охвачен рулевой блок ракеты. В балансировочном режиме аэродинамический момент на рулях уравнивается моментом со стороны привода рулей. Этим достигается одинаковая эффективность рулей в различных условиях полета при различных скоростных напорах. (Сравните с МИПЧ.)

**8. К вопросу о зоне разлета осколков (вопрос 35).**

Абсолютная скорость разлета осколков есть векторная сумма переносной скорости (скорости полета ракеты) и относительной, вызванной подрывом ВВ.

**9. К вопросам о зонах пуска и зонах поражения (вопросы 37-42).**

*Зона поражения* – это пространство, в пределах которого поражение воздушной цели обеспечивается *с заданной вероятностью*. Чтобы встреча ракеты с целью произошла в зоне поражения, пуск авиационной ракеты необходимо производить заблаговременно, из зоны пуска, в размерах которой помимо прочего учитываются время полета ракеты до точки встречи и скорость цели. При этом промах ракеты относительно цели не должен превосходить допускаемый.

*Зона пуска* – область пространства, при нахождении цели в которой в момент пуска ракеты встреча ракеты с целью состоится в зоне поражения.

Изучая зоны пусков ракеты Р-3С в вертикальной плоскости, принимайте во внимание изменение плотности атмосферы с высотой и направление действия сил подъемной и тяжести при, а в горизонтальной – сил лобового сопротивления и боковой. Укажите, как эти факторы влияют на величину располагаемых перегрузок.

**10. В чем Вы видите связь устройства гиросистемы и метода наведения ракеты? (вопрос 59).**

Сигнал, снимаемый с фотосопротивления, пропорционален углу рассогласования  $\beta$ . Под действием электромагнитного поля корректирующих катушек прецессирует гироскоп с установленной на нем оптической системой. Далее см. комментарий 5.

### **11. К вопросу о роллеронах** (вопросы 31,32,85).

Роллероны – это двухстепенные гироскопы. Они отклоняются от нейтрального положения под действием вынужденной прецессии (угловой скорости крена).

Необходимость ограничения угловой скорости крена связана с работой генератора опорных напряжений и способом измерения угла фазирования.

### **12. К вопросу о модулирующем диске** (вопросы 49, 53).

Модулирующий диск - это первичный измерительный преобразователь в составе ТГС. Световой поток излучения цели диск превращает в пачки импульсов, модулированных по амплитуде, пропорциональной углу рассогласования, и по фазе огибающей, равной углу фазирования.

Для выяснения причины, по которой обе половины диска имеют одинаковую среднюю прозрачность, нарисуйте кривые модуляции при разных прозрачностях.

### **13. К вопросу о работе генератора опорных напряжений** (вопросы 62, 63).

Генератор опорных напряжений служит для измерения совместно с модулирующим диском угла фазирования цели. Результат измерения будет свободен от погрешности в следующих условиях:

– катушки статора генератора правильно ориентированы относительно осей связанной системы координат и осей рулей;

– линия раздела между двумя частями модулирующего диска правильно ориентирована относительно магнита (магнитных силовых линий).

Метод наведения – метод пропорционального сближения – основан на измерении угловой скорости линии визирования (измеряется ТГС) и повороте касательной к траектории (нормальная перегрузка) со скоростью, пропорциональной результату измерения.

### **Библиографический список**

1. *Ашкеров В.П., Уваров М.А.* Противовоздушная оборона. М.: Изд-во ДОСААФ СССР, 1972. 142 с.
2. *Афонин П.М., И.С. Голубев и др.* Беспилотные летательные аппараты. М: Машиностроение, 1967. 439 с.
3. *Ванин М.* Боевое применение переносных ЗРК “Стингер” // “Зарубежное военное обозрение”, 1985, № 11. С. 23-28.
4. *Голубев И.С., Самарин А.В., Новосельцев.* Конструкция и проектирование летательных аппаратов. М: Машиностроение, 1995. 448с.
5. *Волжин А.Н., Сизов Ю.Г.* Борьба с самонаводящимися ракетами. М.: Воениздат, 1983. 144с.
6. *Демидов В.П., Кутыев Н.Ш.* Управление зенитными ракетами. М: Воениздат, 1989. 336 с.
7. *Латухин А.Н.* Боевые управляемые ракеты. М.: Воениздат, 1978. 159 с.
8. *Куркоткин В.И., Стрелков В.Г.* Самонаведение ракет. М.: Воениздат, 1963. 90 с.
9. *Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С.* Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М: Машиностроение, 1973. 616с.
10. *Малыгин А.С.* Управление огнем зенитных ракетных комплексов. М.: Воениздат, 1978. 140с.
11. *Неупокоев Ф.К.* Стрельба зенитными ракетами. М.: Воениздат, 1978. 294с.
12. *Одинцов В.* Боевые части зенитных управляемых ракет // Техника и вооружение. 2001. № 3. С. 16-20.
13. *Петухов С., Шестов И., Ангельский Р.* Зенитные ракетные комплексы ПВО сухопутных войск // Техника и Вооружение. 1999. № 5 –6. 80 с.
14. *Толин А.* Средства борьбы с низколетящими целями // Зарубежное военное обозрение. 1987. № 3. С. 25-32.
15. *Военный энциклопедический словарь.* М.: Воениздат, 1986. 863 с.
16. *Вооружение и техника: Справочник.* М.: Воениздат, 1982. 352 с.
17. *Вооружение и техника: Справочник. Изд. 2.* М.: Воениздат, 1984. 367 с.
18. *Справочник офицера противовоздушной обороны.* М: Воениздат, 1981. 431 с.

## О Г Л А В Л Е Н И Е

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАКЕТЕ .....	3
1.1. Назначение.....	3
1.2. Основные тактико-технические данные .....	3
1.3. Компоновка.....	3
1.4. Сведения из динамики полета.....	4
1.4.1. Силы и моменты, действующие на ракету в полете .....	4
1.4.2. Траектория полета .....	6
1.5. Управление полетом .....	8
1.6. Поражение цели .....	10
2. ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ .....	13
2.1. Тепловая головка самонаведения .....	13
2.1.1. Принцип действия .....	13
2.1.2. Основные технические данные .....	15
2.1.3. Оптическая система .....	15
2.1.4. Приемник теплового излучения цели. Электронный усилитель. Координатный преобразователь. Магнитный усилитель .....	19
2.1.5. Гиросистема .....	20
2.2. Рулевой отсек .....	22
2.2.1. Принцип действия привода.....	23
2.2.2. Основные технические данные привода .....	24
2.2.3. Конструкция рулевого привода .....	25
2.2.4. Газогенератор .....	26
2.2.5. Обогревательные элементы и терморегулятор .....	27
2.2.6. Турбогенератор .....	28
2.3. Боевая часть .....	28
2.3.1. Конструкция боевой части .....	29
2.3.2. Неконтактный оптический взрыватель .....	30
2.3.3. Контактный взрыватель .....	31
2.3.4. Предохранительно-исполнительный механизм .....	31
2.4. Двигательный отсек .....	33
2.4.1. Основные технические данные двигателя .....	33
2.4.2. Конструкция двигателя .....	34
2.4.3. Трассер.....	37
2.4.4. Крыло .....	37
3. Вопросы для самоконтроля .....	39
4. Комментарии к вопросам .....	41
Библиографический список .....	44

Бызов Лев Николаевич, Вельгорский Владимир Сергеевич, Ельцин Станислав Николаевич

## УСТРОЙСТВО И ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ АВИАЦИОННОЙ РАКЕТЫ Р-3С

Редактор и корректор *Г.М. Звягина*

Подписано в печать 27.05.2005. Формат 60x84/8. Бумага документная.

Печать трафаретная. Усл. печ. л. 5,5. Тираж 100 экз. Заказ №

Балтийский государственный технический университет

Типография БГТУ

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

