

# Т е м а № 2. «Зенитная управляемая ракета 9М39»

Занятие № 19. «Двигательная  
установка ЗУР 9М39».

## **Вопросы:**

**1-ый вопрос: Принцип работы двигательной установки ЗУР.**

**2-ой вопрос: Стартовая двигательная установка (СДУ).**

**3-ий вопрос: Маршевая двигательная установка (МДУ) с крыльевым блоком.**

# 1-ый вопрос: Принцип работы двигательной установки ЗУР.

Стартовый и маршевый двигатели, или иначе стартовая и маршевая двигательная установки (СДУ и МДУ) являются ракетными двигателями на твердом топливе (РДТТ).

Твердотопливная двигательная установка предназначена для выброса ракеты из трубы, придания ей угловой скорости вращения, разгона до средней скорости  $500 \text{ м/сек}$  и поддержания этой скорости в полете. Двигательная установка состоит из стартового и двухрежимного маршевого двигателей, который воспламеняется с помощью лучевого воспламенителя замедленного действия, срабатывающего от выбрасывающего двигателя.

В общем случае РДТТ представляют собой камеру сгорания, заканчивающуюся сопловой частью, в которой помещен заряд твердого топлива. **Принцип работы реактивного двигателя на твердом топливе заключается в следующем.** Твердое топливо, находящееся в камере сгорания, при горении превращается в газ. Процесс газообразования приводит к увеличению давления в камере и газ начинает истекать через сопло, воздействуя при этом на переднюю стенку двигателя и поверхность расширяющейся части сопла. В результате возникает так называемая сила тяги, толкающая двигатель в сторону противоположную истечению газа.

Сила тяги зависит от характеристик твердого топлива (чем выше энергетические параметры, тем она соответственно выше) и конструкции сопла (чем ближе его параметры к идеальным, тем она выше).

**Основной характеристикой РДТТ принято считать полный импульс тяги, измеряемый в кгс (или Н с), являющийся интегральной величиной и фактически характеризующий энергетические возможности двигателя.** Чем выше полный импульс тяги у двигателей с одной массой, тем на большее расстояние улетит ракета.

**Камера сгорания представляет собой узел, состоящий обычно из цилиндрического корпуса (обечайки) и днища.** В коротких двигателях они конструктивно могут быть выполнены в виде одной детали. Как правило, камеру изготавливают из металла, выбирая толщину стенок исходя из обеспечения прочности конструкции к воздействию внешних воздействий и внутреннего давления. Для того, чтобы противостоять температурным воздействиям, возникающим при горении твердого топлива, которые могут привести к прогару двигателя, на внутренние стенки камеры сгорания наносят теплозащитные покрытия (ТЗП). ТЗП за счет низкой теплопроводности защищают стенки двигателя и позволяют снизить толщину их стенок.

Сопловая часть выполняется отдельным блоком, присоединенным к камере сгорания. Конструктивно, в зависимости от требований к РДТТ в части увеличения тяги или снижения габаритов, сопловой блок может быть односопловым или многосопловым. Геометрия соплового блока строго определена и зависит от внутрибаллистических характеристик РДТТ и характеристик твердого топлива. Сопло имеет входную сужающуюся часть (конфузор), где газ протекает с дозвуковой скоростью, критическую часть (зону критики), где скорость газа равна местной скорости звука в газовом потоке и расширяющейся выходной части (диффузора), где поток газа движется со сверхзвуковой скоростью. При этом геометрические размеры критического сечения, длина конфузора и диффузора, площади сечения для каждого двигателя строго определены. В случае несоблюдения расчетных размеров двигатель работает с недорасширением или перерасширением от чего его энергетические характеристики падают.

Даже профиль сопла имеет значение и теоретически доказано, что наиболее эффективно работает профилированное сопло (так называемое “сопло Лавалья”, названное по имени французского ученого, теоретически его рассчитавшего). Однако, как показывает практика, для малых ракет, имеющих соответственно и небольшие сопла, прирост импульса тяги у двигателя с профилированным соплом по сравнению с конусным соплом невелик и лежит в пределах разброса характеристик двигателя от партий зарядов твердого топлива. Учитывая, что размеры сопла должны сохраняться в процессе всей работы РДТТ неизменными, сопла выполняют из прочных материалов, способных противостоять как тепловым нагрузкам, так и эрозии, возникающей от действия раскаленных мелких твердых частиц твердого топлива, движущихся вместе с газовым потоком. Поэтому иногда сопло выполняют составным, укрепляя наиболее нагруженную критическую часть путем установки вкладышей, выполненных из высокопрочных материалов (например вольфрама) или графита.

Заряд твердого топлива изготавливается из баллиститных и смесевых составов, о которых говорилось при рассмотрении работы ПАДа и ПУДа. Форма поверхности заряда формируется таким образом, чтобы с одной стороны обеспечить необходимое газообразование, которое может быть постоянным, или меняться со временем (равномерно или скачком), а с другой стороны, чтобы после горения по возможности не получалось остатков. С этой целью, например, для уменьшения поверхности горения часть поверхности заряда закрывают так называемой “бронировкой” из негорящих веществ, а для увеличения поверхности горения делают щели, формируют внутренние поверхности и применяют впрессованные в заряд теплопроводные элементы.

Для воспламенения заряда используются **воспламенители**, представляющие собой пиротехнические изделия, включающие навески из смесевого пороха, который при горении образует большое количество раскаленных твердых частиц, и средство инициирования этой навески (либо электровоспламенитель, либо какой-нибудь пиротехнический элемент).

## 2-ой вопрос: Стартовая двигательная установка (СДУ)

**Выбрасывающий двигатель (СДУ) предназначен** для выброса ракеты из трубы со скоростью  $25 \text{ м/сек}$  и придания ей угловой скорости вращения  $20 \text{ об/сек}$ . СДУ зенитной управляемой ракеты 9М39 представляет собой РДТТ с многосопловым блоком и зарядом, имеющим увеличенную поверхность горения.

**Конструкция и параметры СДУ** определились исходя из требований к нему. СДУ **должна обеспечить:**

- разгон ракеты до скорости  $21... 25 \text{ м/с}$ ;
- выполнение работы в течение  $0,065 \text{ с}$ , при этом работа двигателя должна закончиться в трубе, где он потом должен быть уловлен;
- придание ракете скорости вращения  $15...21 \text{ оборот в секунду}$ ;
- воспламенение маршевого двигателя.

СДУ имеет следующие характеристики:

- степень расширения сопла ( $da/dk$ ) 1,67;
  - номинальный полный импульс тяги 26 кгС с;
  - номинальное время работы 0,065 с;
  - максимальное давление внутри камеры 175 кгс/см<sup>2</sup>;
  - температура продуктов сгорания 27000К;
  - вес двигателя 0,5 кг;
  - вес заряда 0,124 кг.
- кг.

**СДУ (рис. 1) состоит** из камеры, изготовленной из высокопрочной легированной стали. В корпус уложен вкладной заряд, изготовленный из баллиститного состава. Заряд имеет увеличенную поверхность горения, за счет сформированных внутренних поверхностей. В корпусе заряд от продольных перемещений удерживается диском, представляющим собой упругий элемент с лапками, которые поджимаются при установке заряда в зависимости от его длины, и диафрагмой, которая при горении еще и удерживает крупные части горящего заряда.

**Сопловой блок ввернут в корпус на резьбе.** Он имеет пять сопел, расположенных под углом к продольной оси ракеты и одно центральное сопло. За счет косо поставленных сопел достигается вращение ракеты на начальном участке (при разгоне). Применение нескольких сопел обусловлено и требованиями по минимальным габаритам двигателя, особенно в продольном направлении. Винт, ввернутый в сопловой блок носит чисто технологические функции и используется при проверках двигателя на герметичность.

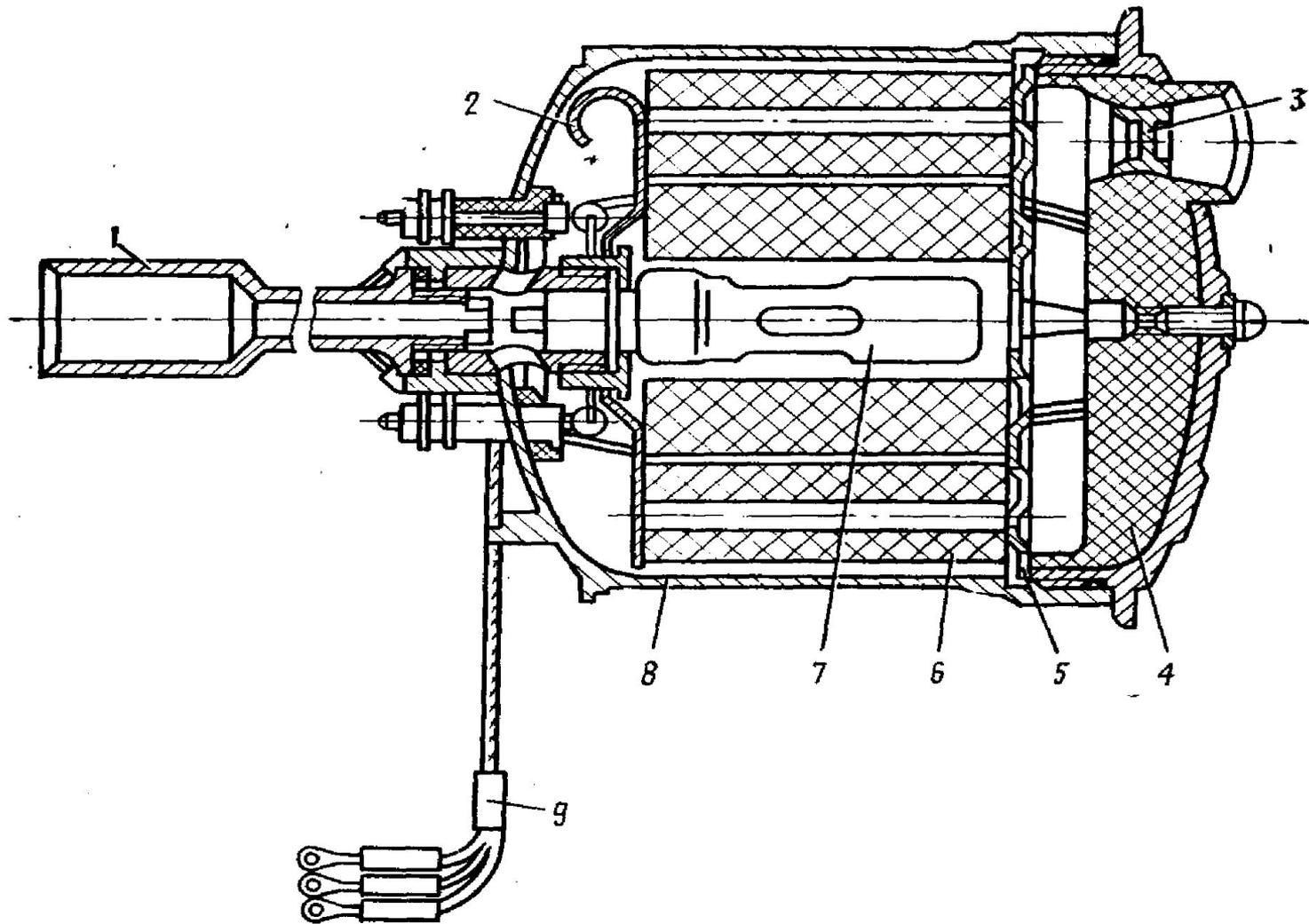


Рис. 1 Стартовый двигатель:

- 1 - газоподводящая трубка; 2 - диск; 3 - заглушка;  
4 - сопловой блок; 5 - диафрагма; 6 - стартовый заряд;  
7 - воспламенитель стартового заряда; 8 - камера; 9 - контактная связь.

Воспламенитель вставлен и закреплен в СДУ в отверстие со стороны дна. Он представляет собой узел, включающий электровоспламенитель и навеску пороха (собственно воспламенитель). В воспламенитель ввернута трубка, обеспечивающая передачу форса пламени от воспламенителя на пирозадержку маршевого двигателя.

Электрическая связь СДУ (точнее его электровоспламенителя) с трубой осуществляется через контактную связь.

Для обеспечения герметичности камеры СДУ при эксплуатации и создания необходимого давления для воспламенения стартового заряда от воспламенителя в соплах установлены заглушки.

Сборка СДУ осуществляется следующим образом: в корпусе устанавливается электровоспламенитель, затем измеряется длина заряда и регулируется высота диска, который устанавливается в корпус, после чего устанавливается заряд, диафрагма и сопловой блок. В воспламенитель вкручивается трубка.

При установке в трубу СДУ стыкуется у сопловой части маршевого двигателя с выступающими элементами крыльевого блока с помощью разжимного кольца и втулок. При стыковке газоподводящая трубка надевается на корпус лучевого воспламенителя замедленного действия, расположенного в предсопловом объеме МДУ. Контактная связь подсоединяется к колодке трубы.

**Работа СДУ заключается в следующем:** при подаче на электровоспламенитель электрического импульса, тот срабатывает и поджигает навеску пороха воспламенителя. При горении навески повышается давление в камере двигателя и от воспламенителя загорается основной заряд, давление продолжает быстро нарастать, под его действием вскрываются сопла и двигатель начинает разгонять и раскручивать ракету, придавая ей ускорение порядка 120 g. Процесс разгона кратковременный, после чего двигатель тормозится и улавливается в специальном расширенном пространстве пусковой трубы.

### 3-ий вопрос: Маршевая двигательная установка (МДУ) с крыльевым блоком.

**Двухрежимный однокамерный маршевый двигатель предназначен** для разгона ракеты до средней скорости  $500 \text{ м/сек}$  на первом режиме и поддержания этой скорости в полете на втором режиме.

**В состав МДУ (рис. 2.) входят** камера 3; маршевый заряд 4, воспламенитель маршевого заряда 5, сопловой блок 6. Маршевый заряд обеспечивает двухрежимную работу ДУ за счет выбранной формы бронирования заряда и армирования его теплопроводящими металлическими проволочками 2. Для обеспечения герметичности камеры ДУ при эксплуатации и создания необходимого давления при воспламенении маршевого заряда в сопловый вкладыш клеивается заглушка 8, которая разрушается от пороховых газов МДУ. Передняя часть двигателя закрыта титановым дном 1 с элементами крепления к боевой части (бобышками).

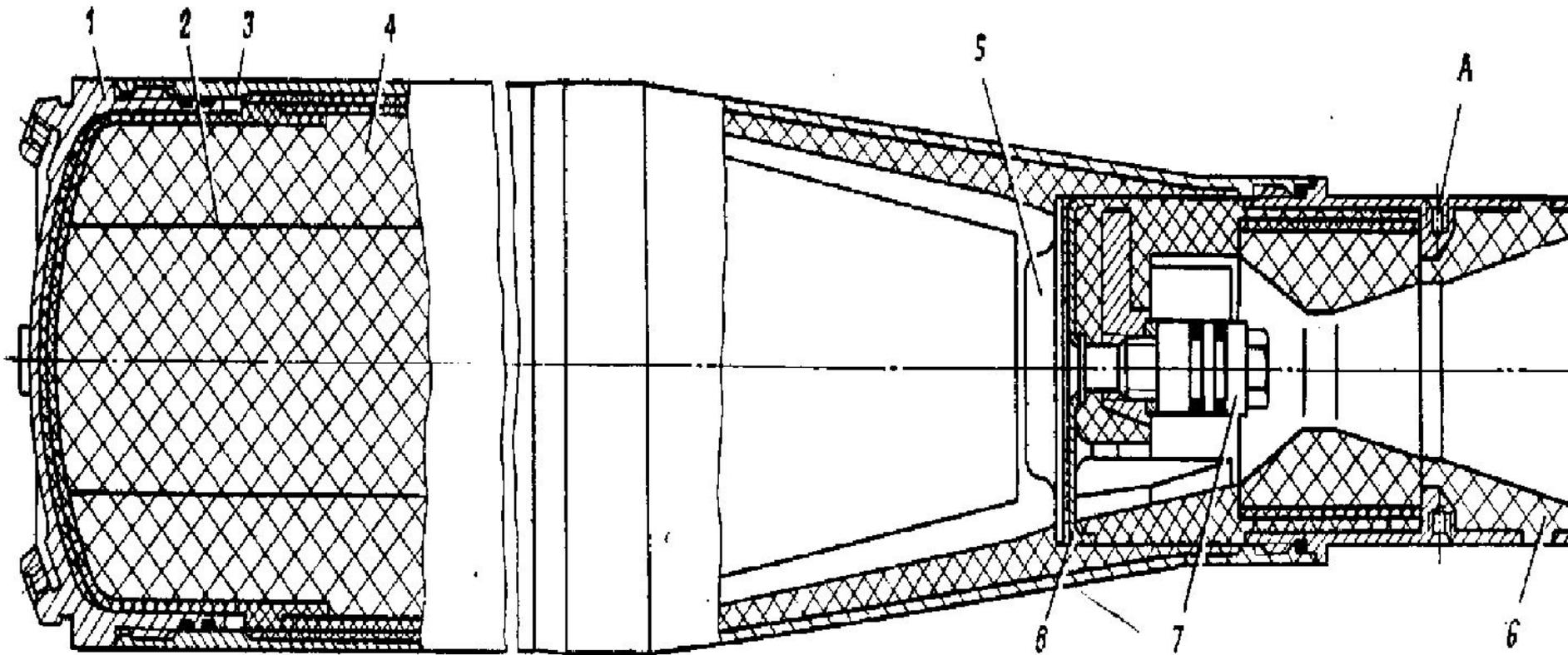


Рис. 2. Маршевый двигатель:

1 — титановое дно; 2 — проволочки; 3 — камера;  
4 — маршевый заряд; 5 — воспламенитель маршевого заряда;  
6 — сопловой блок; 7 — лучевой воспламенитель замедленного действия; 8 — заглушка; А — резьбовое отверстие для крепления крыльевого блока.

Маршевая двигательная установка представляет собой двухрежимный РДТТ на смесевом топливе с одним соплом.

Двигатель имеет два режима работы:

- первый режим - ракета разгоняется до маршевой скорости, что требует большой тяги;
- второй режим - ракета летит примерно с одинаковой скоростью, тяга меньше чем на первом режиме.

Для обеспечения безопасности стрелка-зенитчика, МДУ начинает работать примерно через 0,4 с после вылета из трубы. Тем самым обеспечивается зона безопасности не менее 5,5 м, обеспечивающая минимальное воздействие газовой струи работающего двигателя на человека.

Минимальное усилие отдачи при пуске не превышает 20 кгс, что в два раза меньше чем при стрельбе из винтовки калибра 7,62 мм.

Двигатель имеет следующие характеристики:

- степень расширения сопла (da/dk) 2,76;
- номинальный полный импульс 1020 кгс с;
- - номинальное время первого режима 1,9 с;
- - номинальное полное время работы 8,5 с;
- номинальная тяга на втором режиме 85 кгс с;
- максимальное давление в камере 168 кг/см<sup>2</sup>;
- температура продуктов сгорания 32600К;
- вес двигателя 5,7 кг;
- вес заряда 4,51 кг.

Для обеспечения двухрежимной работы заряд двигателя в передней части имеет бронировку, закрывающую наружную поверхность и обеспечивающую торцевое горение заряда, а в задней части поверхность горения увеличена за счет открытой наружной части на конусе, лампасов на наружной поверхности цилиндрической части заряда, заходящих за границы нанесения бронировки. Заряд смесевой, т. е. в качестве горючего и окислителя в нем используются различные материалы. Окислителем в заряде является перхлорат аммония, выделяющий при нагреве кислород. В качестве горючего применяют гексоген и алюминиевую пудру. Гексоген, кроме прочего, является хорошим взрывчатым веществом, имеющим высокую скорость детонации, тем самым обеспечивается возможность подрыва остатков топлива при срабатывании БЧ. Для обеспечения требуемого режима горения в заряд запрессованы четыре серебряных проволочки. Имея высокую теплопроводность, они осуществляют местный нагрев заряда, последний в этом месте горит быстрее обеспечивая так называемое кратерное горение, приводящее к небольшому увеличению площади горения.

Корпус двигателя представляет собой металлическую обечайку, получаемую из листа высокопрочной легированной стали путем раскатки. В хвостовой части обечайка имеет сужение и по форме напоминает бутылку с горлышком. Толщина стенок двигателя 2,5 мм выбрана исходя из расчета на прочность от воздействия внутреннего давления и внешних нагрузок. Внутренняя поверхность двигателя покрыта теплозащитным покрытием толщиной до 10 мм. В передней части двигателя имеется утолщение, являющееся опорной поверхностью ракеты при установке в трубе ( $\varnothing 72,2$  мм).

Передняя часть двигателя закрыта титановым дном с элементами крепления к боевой части (бобышками). Дно вворачивается в корпус на резьбе.

В хвостовой части двигателя установлен сопловой блок с лучевым воспламенителем замедленного действия и воспламенитель МДУ.

**Крыльевой блок предназначен** для аэродинамической стабилизации ракеты в полете, создания подъемной силы при наличии углов атаки и поддержания требуемой скорости вращения ракеты на траектории.

**Крыльевой блок (рис. 3.) состоит** из корпуса, четырех складывающихся крыльев и механизма стопорения.

После вылета вращающейся ракеты из трубы под действием центробежных сил крылья раскрываются и стопорятся.

**Механизм стопорения состоит** из двух стопоров и пружины, с помощью которой стопоры разжимаются и запирают крыло при раскрытии.

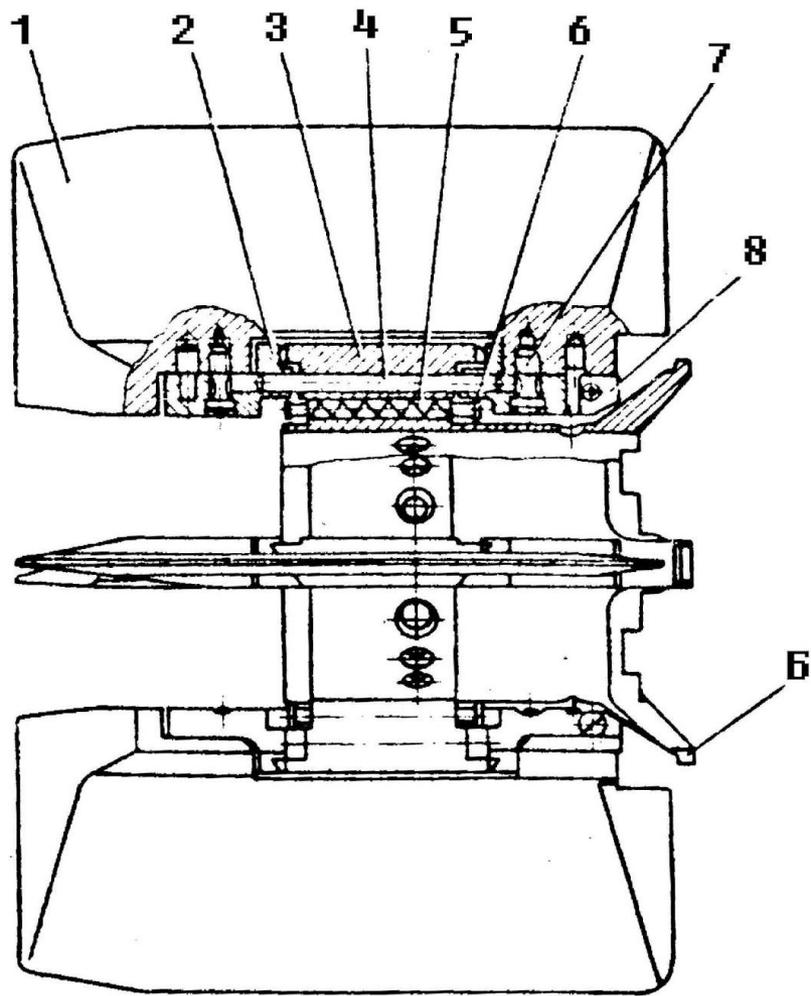


Рис. 3. Крыльевой блок

1 – пластина; 2 – передний вкладыш; 3 – корпус; 4 – ось;  
5 – пружина; 6 – стопор; 7 – винт; 8 – задний вкладыш; Б -  
выступ

Сборка МДУ осуществляется следующим образом. В сопловой блок устанавливается лучевой воспламенитель замедленного действия, а в камеру ставят воспламенитель с заглушкой. Устанавливают сопловой блок, после чего в камеру вставляют заряд, который поджигают с помощью прокладок вворачиваемых днищем. После срабатывания СДУ, форс пламени от его воспламенителя через трубку поджигает лучевой воспламенитель замедленного действия.

**Лучевой воспламенитель замедленного действия** (рис. 4) представляет собой пиротехническое изделие, в котором запрессован заряд, состав которого и размеры подобраны таким образом, чтобы обеспечить его горение в течение  $0,33...0,5$  с во всем диапазоне рабочих температур. **Воспламенитель МДУ**, как и в СДУ, представляет собой навеску из пороха, обеспечивающую воспламенение основного заряда. Для создания начального давления, способствующего воспламенению заряда, в сопловом блоке установлена заглушка, которая после начала работы МДУ разрушается.

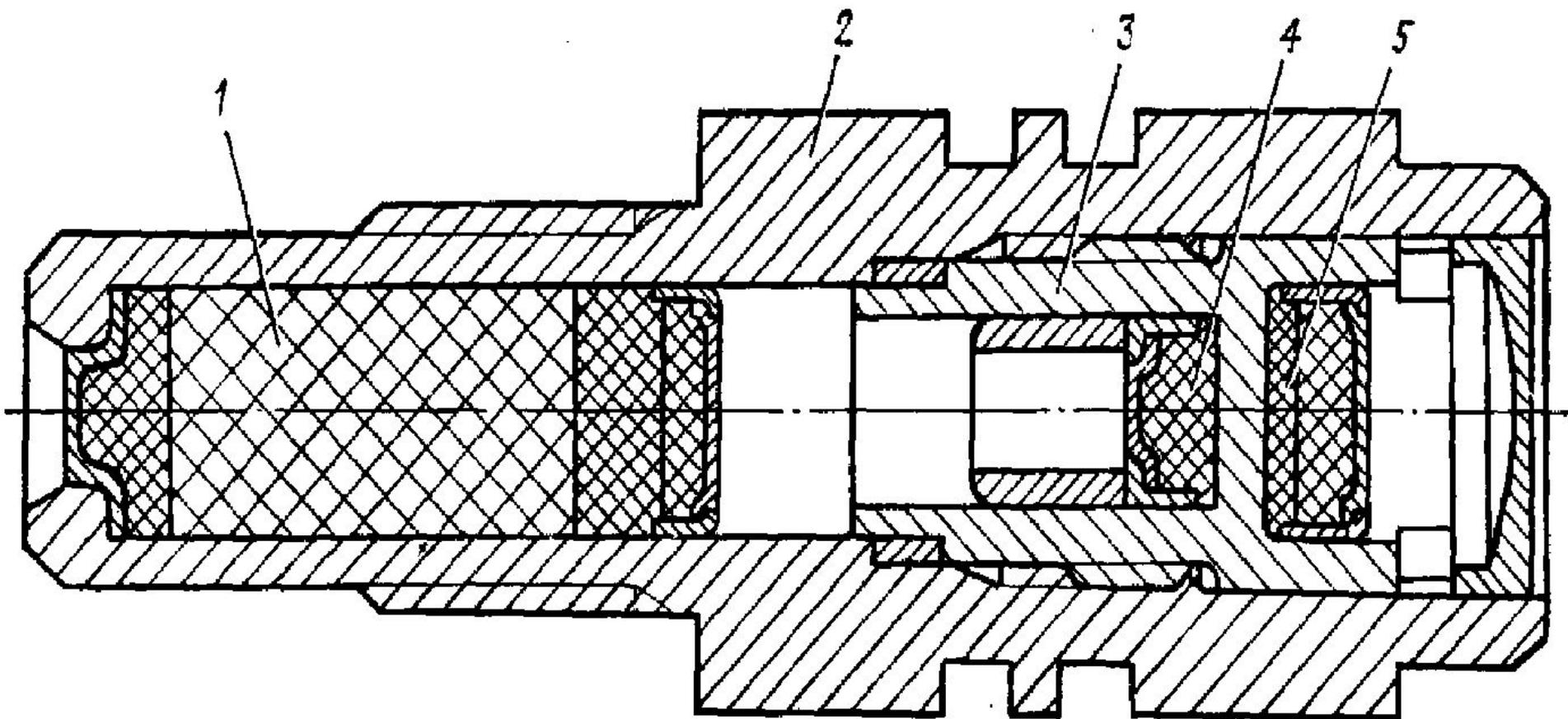


Рис. 4. Лучевой воспламенитель замедленного действия:  
1 — пиротехнический замедлитель; 2 — корпус; 3 — втулка; 4 —  
передаточный заряд; 5 — детонирующий заряд.

Последний после сгорания его заряда воспламеняет воспламенитель МДУ, от которого загорается основной заряд. Основной заряд начинает гореть по всей открытой поверхности, площадь которой через 1,9с из-за применения бронировки уменьшается. Соответственно меняется тяга двигателя (второй режим).

В случае если при попадании ракеты в цель в МДУ останется топливо, оно подрывается вместе с БЧ от детонационного импульса взрывного генератора.