

**Министерство науки и высшего образования Российской Федерации**

**Федеральное государственное бюджетное образовательное  
учреждение высшего образования**

**«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(национальный исследовательский университет)»**

**Ступинский филиал МАИ**

---

**Кафедра «Технология производства авиационных двигателей»**

**А. А. ФУРСОВ**

**С. В. БАБИН**

**МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ К ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЕ**

**ПО ДИСЦИПЛИНЕ**

**«ВВЕДЕНИЕ В АВИАЦИОННУЮ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКУЮ ТЕХНИКУ»**

**ИЗУЧЕНИЕ КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ ОБРАЗЦА И ПРИНЦИПА  
РАБОТЫ РДТТ**

Ступино 2022

# **ИЗУЧЕНИЕ КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ ОБРАЗЦА И ПРИНЦИПА РАБОТЫ РДТТ**

## **1. Цель работы**

1. Изучение истории создания РДТТ.
2. Изучение конструкции РДТТ.
3. Изучение типов топлив РДТТ.
4. Изучение конструкции сопла РДТТ.

## **2. История создания космических РДТТ.**

Эти двигатели ведут свою историю от пороховых ракет древности, в которых впервые был реализован принцип реактивного движения. Прежде чем РДТТ стал применяться в космонавтике, он прошел долгий путь развития. Рассмотрим основные этапы этого пути.

История создания и развития РДТТ — это прежде всего история изобретения порохов. Источником энергии первых ракетных двигателей, которые применялись в Китае и Индии еще в начале нашего тысячелетия был черный, или дымный, порох, подобный современному. Это твердое топливо имеет следующий типичный состав: 75 % нитрата калия. ( $\text{KNO}_3$ ), 15 % древесного угля и 10 % серы.

На протяжении многих столетий РДТТ, по существу, не подвергались принципиальным изменениям, и развитие твердотопливных ракет, в котором периоды подъема чередовались с временами спада, шло крайне медленными темпами. Основная причина этого заключалась в неблагоприятных физических характеристиках черного пороха, прежде всего в небольшом запасе химической энергии и малом (по объему) количестве газов, образующихся при горении. Пользуясь современной терминологией, можно сказать, что в этом случае невозможно было получить высокий удельный импульс двигателя, т. е. отношение тяги к массе рабочего тела, расходуемой в единицу времени. Это — важнейший параметр ракетного двигателя, поскольку характеризует его экономичность. Удельный импульс имеет размерность скорости и во многих случаях практически совпадает по величине со скоростью истечения реактивной струи.

Кроме того, создание зарядов из дымного пороха, которые бы могли гореть свыше 1–3 с, представлялось неразрешимой проблемой: по прошествии этого короткого времени давление в камере сгорания резко возрастало, и происходил взрыв. Дело в том, что топливные заряды, запрессованные в цилиндрические корпуса и сгорающие с торца, могли растрескиваться под воздействием рабочего давления (или даже еще раньше — в процессе хранения). Более того, горячие газы могли проникать между стенкой корпуса и

зарядом, воспламеня боковые поверхности заряда; эти поверхности могли воспламеняться также из-за нагрева через металлический корпус.

В конце XIX в, во Франции (П. Вьель, 1884), а затем в Швеции (А. Нобель), России (Д. И. Менделеев) и других странах были разработаны различные составы бездымного пороха, намного превосходящего по эффективности прежний, дымный. Новый порох, получивший также название коллоидного, большей частью представляет собой твердый раствор органических веществ, которые являются сложными эфирами азотной кислоты (например, раствор нитроцеллюлозы в нитроглицерине). Оба этих компонента содержат одни и те же химические элементы (С, Н, О, N), однако в разной пропорции, и поэтому в составе пороха нитроцеллюлоза выполняет роль окислителя, а нитроглицерин — горючего.

При смешении компонентов жидкий нитроглицерин растворяет твердую нитроцеллюлозу, и получается продукт, поддающийся формованию под давлением, что дает возможность изготавливать пороховые заряды (шашки) путем прессования. В это двухкомпонентное, или двухосновное топливо вводятся также дополнительные вещества-пластификаторы и другие добавки.

Бездымные пороха сразу же получили широкое применение в артиллерии, поскольку значительно увеличивали мощь огня и не демаскировали боевые позиции при выстрелах. К этому времени уже применялось нарезное ствольное оружие, и пороховые ракеты в значительной степени утратили свою роль (так как уступали указанному оружию по дальности и меткости стрельбы).

С созданием бездымного пороха вновь возродился интерес к РДТТ, и в конце XIX — начале XX в. в ряде стран не только были высказаны идеи о создании ракет на бездымном порохе, но и проведены соответствующие эксперименты. В 1895 г. Т. Унге (Швеция) испытал подобные ракеты в полете (после чего отказался от использования нового пороха), а в 1915–1916 гг. Р. Годдард (США) провел эксперименты с небольшими РДТТ и получил опытные данные, необходимые ему для обоснования идеи о создании ракеты на бездымном порохе для полета на Луну. В России еще в 1881 г. Н. И. Кибальчич предложил проект летательного аппарата на бездымном порохе для полетов по воздуху, а в 1916 г. П. И. Граве подал заявку и в 1924 г. получил отечественный патент на боевые и осветительные ракеты с бездымным порохом.

Выяснилось, однако, что артиллерийские пороха не пригодны для использования в ракетах. Дело в том, что эти пороха изготавливались в виде зерен, лент и тонких трубок, с тем чтобы получить большую поверхность горения. При выстреле весь пороховой заряд

мгновенно превращался в газ с давлением в сотни мегапаскалей и снаряд с высокой скоростью выбрасывался из орудия. Для ракет же требовались пороховые шашки достаточно больших размеров (т. е. с толстым сводом), чтобы продолжительность горения измерялась хотя бы секундами. Кроме того, необходимо было добиться, чтобы при существенно меньшем рабочем давлении горение происходило стабильно. Оказалось, что шашки с толстым сводом, изготавливаемые из артиллерийского пороха, коробятся и растрескиваются после прессования и сушки. (Последняя операция производилась с целью удаления применявшегося спирто-эфирного растворителя-пластификатора, который представлял собой летучий продукт.)

Создание топливных зарядов для РДТТ на основе бездымного пороха с использованием нелетучего растворителя оказалось трудной задачей. В нашей стране она была решена в середине 20-х годов в результате сотрудничества ученых Газодинамической лаборатории (Н. И. Тихомиров, В. А. Артемьев) и Российского института прикладной химии (С. А. Сериков, М. Е. Серебряков, О. Г. Филиппов). В 1929 г. сотрудниками этих двух ленинградских организаций была разработана полупроизводственная технология изготовления одноканальных шашек с толстым сводом методом прессования, пироксилин-тротиловой массы в глухих матрицах, обогреваемых паром. Причем в пороховой мастерской Газодинамической лаборатории наладили изготовление шашек диаметром до 40 мм.

Быстрыми темпами велись работы по созданию пороховых реактивных снарядов. В 1930 г. эти работы возглавил Б. С. Петропавловский, а в 1934 г. Г. Э. Лангемак, под руководством которого Реактивный научно-исследовательский институт довел разработку снарядов до их успешных войсковых испытаний (эти снаряды явились основой знаменитого реактивного оружия «Катюша»).

Последний шаг на пути к созданию современных РДТТ был сделан во второй половине 40-х годов сотрудниками лаборатории реактивных двигателей (США), которые предложили в качестве твердого ракетного топлива кристаллические частицы перхлората калия ( $\text{KClO}_4$ ) или аммония ( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ ) как окислитель, вкрапленные в массу полисульфидного синтетического каучука (горючее). Причем при снаряжении двигателя таким топливом оно приготавливалось в виде жидкой вязкой смеси (в которую вводились также все необходимые добавки), и эта смесь затем заливалась непосредственно в корпус двигателя. Спустя некоторое время горючее полимеризировалось благодаря протекающим химическим реакциям и получался топливный заряд, плотно прилегающий к корпусу

(стенка которого предварительно покрывалась полимерным составом с адгезионными и теплоизоляционными свойствами).

В отличие от двухосновного пороха, который представляет собой гомогенную, т. е. однородную, массу, новое топливо по своей структуре было гетерогенным, неоднородным. Поскольку данное топливо является механической смесью различных компонентов, то получило название смесевое. Синтетический каучук в нем выполняет не только роль горючего, но и связующего компонента (связки), удерживающего все содержимое топливной смеси в едином целом.

Смесевые топлива могут гореть устойчиво при давлениях всего лишь в несколько мегапаскалей, что позволяет значительно снизить массу конструкции РДТТ. Дополнительный выигрыш здесь получается за счет устранения ставших ненужными элементов крепления топливного заряда к корпусу; при этом конструкция РДТТ также упрощается. При горении заряда по внутренним каналам (что было предусмотрено конструкцией) корпус РДТТ оказывается усиленным и защищенным от теплового воздействия благодаря топливному своду, воспринимающему в течение почти всего времени работы РДТТ нагрузки от давления и температуры продуктов сгорания.

В результате всего этого стало возможным создать РДТТ с высокими характеристиками (удельным импульсом и относительным содержанием топлива), способные надежно работать в течение продолжительного времени (десятки, а затем и сотни секунд). А благодаря новой технологии снаряжения РДТТ и большей безопасности компонентов смесевое топливо стало возможным изготовление зарядов, несоизмеримо больших по размерам, чем прежде. В дальнейшем выяснилось, что смесевые топлива также обладают большими возможностями в отношении увеличения удельного импульса РДТТ.

Изобретение смесевое топлива вместе с разработкой новой технологии изготовления топливных зарядов произвело подлинную революцию в области РДТТ и всей ракетной техники. Именно эти твердотопливные двигатели нового типа позволили США осуществить вслед за нашей страной запуск первого своего ИСЗ (1958 г.) и вывести КА на межпланетную траекторию (1959 г.). В обоих этих случаях использовались четырехступенчатые РН («Джуно-1» и «Джуно-2» соответственно) с различным числом почти одинаковых маршевых РДТТ на второй, третьей и четвертой ступенях: связкой из 11 двигателей, связкой из 3 двигателей и одиночным двигателем. Все эти РДТТ работали по 6,5 с и развивали тягу около 7 кН каждый при удельном импульсе от 2160 до 2450 м/с. В стальных цилиндрических корпусах РДТТ диаметром 150 мм содержалось по 21–23 кг

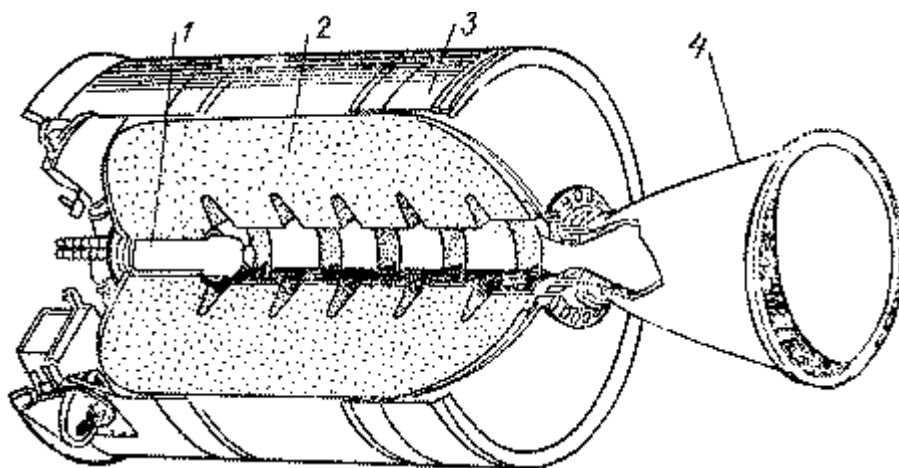
смесевое топлива с полисульфидным горючим-связкой; горение заряда происходило по поверхности осевого звездообразного канала. Эти скромные двигатели положили начало широкому применению РДТТ в космонавтике.

Дальнейший прогресс в области космических РДТТ был связан с разработкой более совершенных составов смесевых топлив, созданием конструкций реактивных сопел, способных работать в течение многих десятков секунд, применением новых конструкционных, теплоизоляционных и других материалов, усовершенствованием технологических процессов изготовления РДТТ и т. д. Рассмотрим теперь более подробно топлива и топливные заряды, а также реактивные сопла современных космических РДТТ.

### **3. Основные сведения о РДТТ**

РДТТ относятся к так называемым химическим или термохимическим ракетным двигателям. Все они работают по принципу превращения потенциальной химической энергии топлива в кинетическую энергию истекающих из двигателя газов. РДТТ состоит из корпуса, топливного заряда, реактивного сопла, воспламенителя и других элементов (рис. 1).

Корпус РДТТ представляет собой прочный сосуд цилиндрической, сферической или другой формы, изготовленный либо из металла (сталь, реже — титановый и алюминиевый сплавы), либо из пластика. Это — основной силовой элемент твердотопливного двигателя, а также всей двигательной установки и твердотопливной ракеты (ракетной ступени) в целом. В корпусе содержится прочно скрепленный с ним заряд твердого топлива: обычно — механическая смесь кристаллического неорганического окислителя (например, перхлората аммония) с металлическим горючим (алюминий) и полимерным горючим-связующим (полибутадиеновый каучук). При нагреве этого топлива от воспламенителя (который в простейшем случае представляет собой пиротехнический заряд с электрозапалом) отдельные составляющие топлива вступают между собой в химическую реакцию окисления-восстановления, и оно постепенно сгорает. При этом образуется газ с высокими давлением и температурой.



**Рис. 1. РДТТ в разрезе:**

**1 — воспламенитель; 2 — топливный заряд; 3 — корпус; 4 — сопло**

К корпусу РДТТ, который по выполняемым рабочим функциям является и камерой сгорания ракетного двигателя, присоединено реактивное сопло (может быть и несколько сопел, образующих сопловой блок), в котором образовавшийся от сгорания топлива газ разгоняется до скорости, превышающей скорость звука. В результате этого возникает сила отдачи, противоположно направленная истечению газовой струи и называемая реактивной силой, или тягой. В зависимости от конкретного назначения космические РДТТ могут иметь тягу от сотых долей ньютона до нескольких меганьютонов, а продолжительность работы — от долей секунды до нескольких минут. Корпуса и сопла длительно работающих двигателей необходимо защищать от прогара. С этой целью в РДТТ используются теплоизоляционные, аблирующие и жаростойкие материалы.

При всей простоте функциональной схемы РДТТ точный расчет его рабочих характеристик представляет собой сложную задачу. Решается она при помощи методов внутренней баллистики РДТТ; эта научная дисциплина аналогична области науки, которая изучает газодинамические процессы в оружейных ствольных системах. В том случае, когда физические условия во всех точках горячей поверхности заряда одинаковы и топливо однородно, оно сгорает равномерно, параллельными слоями, т. е. фронт горения перемещается от поверхностных слоев в глубь заряда с одинаковой скоростью во всех точках. Давление в камере сгорания ( $p_k$ ) и тяга РДТТ при неизменной площади минимального сечения (горловины) сопла пропорциональны размерам горячей поверхности и скорости горения топлива ( $u$ ). Постоянство тяги или необходимое

изменение ее во времени достигается применением топлив с разными скоростями горения и выбором соответствующей конфигурации топливного заряда.

В простейшем случае параметр  $i$  зависит лишь от  $p_k$  и температуры заряда. Для большинства применяемых топлив наблюдается степенной закон зависимости и от  $p_k$  (показатель степени порядка 0,2–0,9). При  $p_k = 4–7$  МПа параметр  $i$  составляет для медленно горящих топлив 2–6 мм/с, для топлив со средней скоростью горения (применяемых в крупных РДТТ) — 6 — 15 мм/с, для быстро горящих — 30–60 мм/с. При увеличении (уменьшении) температуры заряда на 10 К° скорость горения увеличивается (соответственно уменьшается) в среднем на 2–5 %.

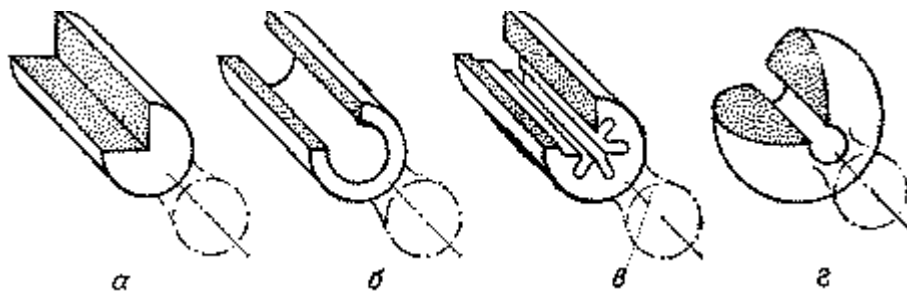
В космических РДТТ широко применяются так называемые заряды канального горения, сгорающие по поверхностям, которые образованы внутренними осевыми каналами круглого, звездообразного (рис. 2) или другого поперечного сечения. Чтобы исключить горение по торцевым поверхностям (как и по части внутренних), на них наносят так называемые бронирующие покрытия — на основе тех же материалов, что используются для теплозащиты корпуса.

Заряды чисто торцевого горения (рис. 2, а) в космических РДТТ применяются крайне редко. Хотя они характеризуются постоянной во времени поверхностью горения, и, следовательно, в этом случае легко достигается неизменный уровень тяги, однако для получения значительной тяги необходимо было бы предусматривать слишком большой диаметр заряда. Топливные заряды рассматриваемого типа имеют и тот существенный недостаток, что в течение всего времени их горения корпус РДТТ подвергается непосредственному воздействию продуктов сгорания (а значит, проблема теплозащиты стенок корпуса становится особенно острой). От указанных недостатков свободны заряды с осевыми каналами (рис. 2, б, в, г). Кроме того, изменяя геометрическую форму (т. е. высоту, диаметр, количество лучей) этих зарядов и частично бронируя их поверхности, можно получать самый различный характер изменения тяги РДТТ. Часто применяются заряды более сложных конфигураций, образованных сочетанием упомянутых простых форм.

Прекращение действия тяги космических РДТТ происходит обычно при полном сгорании топлива. Можно предусмотреть также выключение РДТТ по команде от системы управления. Наиболее отработанный способ «отсечки» тяги заключается в мгновенном открытии (с помощью пиростройств) отверстий в корпусе РДТТ, суммарная площадь которых больше, чем у горловины сопла. При этом давление в камере сгорания резко будет падать и горение топлива прекращается. Соответствующей ориентацией указанных



отверстий и установкой специальных «реверсивных» сопел можно создать отрицательную составляющую тяги, способствующую скорейшему прекращению действия РДТТ.



**Рис. 2. Типы топливных зарядов**

Маршевые РДТТ могут проектироваться с учетом необходимого изменения направления вектора тяги для управления полетом РН и КА. Указанная цель достигается установкой газовых рулей (не относящихся к конструкции РДТТ) на выходе из сопла, несимметричным вводом соответствующих газа или жидкости в сопло (что приводит к повороту реактивной струи), отклонением (качанием) сопла в осевой плоскости (при помощи соответствующих приводов) и другими способами.

Теперь, после того как мы ознакомились с устройством и работой космических РДТТ, можно более подробно остановиться на отдельных структурных элементах этих двигателей.

#### **4. Топлива и топливные заряды.**

Первыми нашли широкое применение в РДТТ смесевые топлива на основе перхлората калия и полисульфида. Значительное увеличение удельного импульса РДТТ произошло после того, как вместо перхлората калия стал применяться перхлорат аммония, а вместо полисульфидных — полиуретановые, а затем полибутадиеновые и другие каучуки, и в состав топлива было введено дополнительное горючее — порошкообразный алюминий. Почти все современные космические РДТТ содержат заряды, изготовленные из перхлората аммония, алюминия и полимеров бутадиена ( $\text{CH}_2 = \text{CH} - \text{CH} = \text{CH}_2$ ).

Кроме этих основных компонентов, в топливо также — вводятся пластификаторы, отвердители, катализаторы и другие добавки, предназначенные для улучшения его физических, механических и технологических свойств, обеспечения полимеризации горючего-связующего, получения расчетных характеристик горения, увеличения допустимого срока хранения заряда и т. д. Ниже представлен характерный состав смесового топлива, используемого в современных мощных РДТТ:

Перхлорат аммония	69,6%
Горючее-связующее (сополимер бутадиена, акриловой кислоты и акрилонитрила)	12,04%
Алюминий	16,0%
Эпоксидный отвердитель	1,96%
Оксид железа (катализатор горения)	0,4%
<b>Итого</b>	<b>100,00 %</b>

В современных космических РДТТ сравнительно редко применяется и модифицированное двухосновное, или смесевое двухосновное, топливо. Из последнего названия следует, что по составу топливо это является промежуточным между обычным двухосновным топливом и смесевым. Действительно, оно содержит компоненты как того, так и другого топлив: обычно кристаллический перхлорат аммония (окислитель) и порошкообразный алюминий (горючее), связанные при помощи нитроцеллюлозно-нитроглицериновой смеси (в каждом из компонентов которой содержатся дополнительные окислитель и горючее). Вот типичный состав модифицированного двухосновного топлива:

Перхлорат аммония	20,4%
Алюминий	21,1%
Нитроцеллюлоза	21,9%
Нитроглицерин	29,0%
Триацетин (растворитель)	5,1%
Стабилизаторы	2,5%
<b>Итого</b>	<b>100,00 %</b>

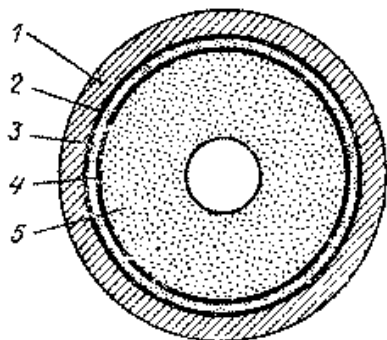
При той же плотности, что и смесевое полибутадиеновое топливо, модифицированное двухосновное характеризуется несколько большим удельным импульсом. Недостатками же его являются более высокая температура горения, большая стоимость, повышенная взрывоопасность (склонность к детонации). С целью увеличения удельного импульса как в смесевые, так и в модифицированные двухосновные топлива могут вводиться сильно взрывчатые кристаллические окислители: гексоген  $(\text{CH}_2\text{NNO}_2)_3$ , октоген  $(\text{CH}_2\text{NNO}_2)_4$  и др. Их содержание ограничивается возрастающей детонационной опасностью топлива.

Типичный технологический процесс снаряжения РДТТ смесевым топливом выглядит следующим образом. Вначале производят подготовку внутренней поверхности корпуса (очистка, обезжиривание и т. д.) и приготавливают топливную массу. Затем на

указанную поверхность наносят последовательно несколько синтетических полимерных материалов, образующих три слоя: адгезионный, теплозащитный и вновь адгезионный (рис. 3). Причем технологический процесс рассчитывается таким образом, чтобы вулканизация последнего слоя завершалась вместе с отверждением топливной смеси. Она готовится в смесителях, где исходные компоненты превращаются в густую, вязкую жидкость. Указанная операция и последующая заливка смеси в корпус РДТТ производится преимущественно под вакуумом, чтобы удалить из смеси воздух и растворенные газы и предотвратить таким образом образование пустот в заряде.

Для заливки топлива корпус РДТТ помещается в специальную технологическую камеру, снабженную воздушными системами нагрева и вентиляции. Чтобы получить заряд с внутренними каналами, внутри корпуса монтируются оправки (стержни) соответствующей формы (которые впоследствии извлекаются). После заливки топлива в корпус РДТТ технологическая камера закрывается и выдерживается в течение 3–7 сут при температуре порядка 60 °С, что обеспечивает отверждение топливной массы. До истечения указанного срока камера может ненадолго открываться для нанесения на те или иные поверхности изготавливаемого заряда полимерного бронирующего покрытия, которое отвердевает вместе с топливной массой.

Готовый заряд имеет вид твердой резины или пластика. После охлаждения его подвергают тщательному контролю на сплошность и однородность массы, прочное сцепление топлива с корпусом и т. д. Трещины и поры в заряде, как и отслоения его от корпуса в отдельных местах, недопустимы, так как могут привести к нерасчетному увеличению тяги РДТТ с соответствующим уменьшением времени работы (вследствие увеличения горячей поверхности), прогарам корпуса и даже взрывам. Для проверки качества снаряженного таким образом корпуса используются рентгеновские, ультразвуковые и другие неразрушающие методы дефектоскопии.



**Рис. 3. Схема крепления топливного заряда к корпусу РДТТ:**

**1 — корпус; 2, 4 — адгезионный состав; 3 — теплоизоляционный слой; 5 — топливный заряд**

Топливный заряд, изготовленный способом заливки смеси в корпус, является, по существу, неотъемлемой частью силовой конструкции РДТТ. Он должен быть достаточно прочным и в то же время эластичным, чтобы противостоять статическим, динамическим и тепловым нагрузкам, которые возникают в процессе изготовления, транспортировки и хранения РДТТ и, наконец, во время полета.

Расчет заряда на прочность является сложной процедурой, выполняемой при помощи ЭВМ. В частности, возникаемые трудности объясняются тем, что возможные деформации заряда зависят от характера приложения нагрузки, поскольку смесевое топливо, подобно другим полимерам, относится к вязко-упругим материалам. В общем случае оно характеризуется малым модулем упругости, большим относительным удлинением, достаточно высокой прочностью на разрыв и выраженным пределом текучести. Смесевое топливо теряет твердость и прочность с повышением температуры, становится жестким и хрупким (переходит в стеклообразное состояние) при низких температурах. Структурные нарушения в заряде под воздействием нагрузок (в том числе циклических) «аккумулируются» и развиваются в конечном счете в трещины на свободной поверхности заряда или приводят к отслоению заряда от корпуса. Смесевое топливо является достаточно пластичным при медленном приложении нагрузки, но хрупким при быстром, ударном приложении. Последний случай соответствует, например, моменту запуска РДТТ, когда давление в нем резко возрастает.

В дополнение ко всем этим особенностям топлива при прочностном расчете РДТТ необходимо также учитывать существенное различие в характеристиках (коэффициенте термического расширения и т. д.) для топлива, материала корпуса и находящихся между ними материалов. Обеспечение целостности соединения топливного заряда с теплоизоляционным слоем является важным условием для создания надежно работающего РДТТ. Прочность указанного соединения, как и самого заряда, определяется в конечном счете прочностью входящего в состав топлива материала горючего-связующего.

При проектировании РДТТ, разработке технологического процесса его изготовления и дальнейшей эксплуатации в составе РН и КА необходимо учитывать то обстоятельство, что твердые топлива, а также бронирующие, теплоизоляционные, адгезионные и другие полимерные материалы подвержены «старению», т. е. необратимому изменению свойств вследствие происходящих в полимерах химических и физических процессов. Поэтому при длительном хранении снаряженных РДТТ могут

ухудшаться энергетические и внутрибаллистические параметры заряда, повышаться чувствительность топлива к внешним воздействиям, снижаться прочность различных структурных элементов и происходить другие нежелательные изменения. Указанное обстоятельство заставляет разработчиков РДТТ и ракетных топлив самым тщательным образом подбирать компоненты полимерных материалов, обращая внимание не только на их стабильность в отдельности, но и на взаимную совместимость. Хранение РДТТ производится с соблюдением надлежащих условий и правил обращения. Обычно гарантийный срок хранения определяется снижением прочностных характеристик топливного заряда и соседнего с ним адгезионного слоя.

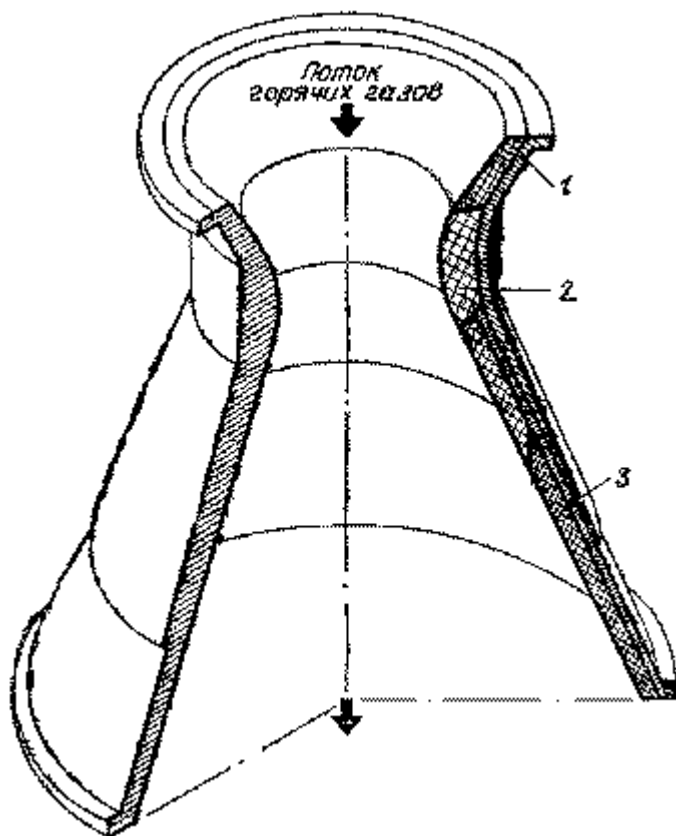
## **5. Реактивные сопла.**

После того как мы обсудили основные вопросы, связанные с топливным зарядом, перейдем к реактивному соплу РДТТ. В течение всего времени работы двигателя на сопло воздействует поток газов с начальными температурой до  $3500\text{ K}^{\circ}$  и давлением до 7 МПа и более, движущийся со скоростью, которая достигает 3 км/с (на выходе из сопла). Если камеру ЖРД охлаждать при помощи жидких топливных компонентов, то при создании РДТТ можно рассчитывать лишь на применение жаростойких, теплоизоляционных и других специальных материалов.

Типичная конструкция сопла современного космического РДТТ представлена на рис. 4. Из него видно, что стенка сопла состоит из нескольких слоев различных материалов. Каждый из них выполняет вполне определенную функцию. Наружная оболочка (рубашка) сопла является его основным силовым элементом. Она изготавливается из высокопрочных сталей, титановых и алюминиевых сплавов, а также армированных пластиков. От теплового и эрозионного воздействия газового потока рубашку защищает внутренняя оболочка, непосредственно соприкасающаяся с горящим газом. Особо интенсивному тепловому и эрозионному воздействию подвергается горловина сопла, что могут выдержать лишь немногие материалы.

При тех высоких температурах, которые достигаются в РДТТ, наилучшими характеристиками обладает графит, в особенности пиролитический. Последний не только хорошо противостоит эрозии, но имеет и те достоинства, что хорошо проводит тепло вдоль поверхности кристаллизации и обладает теплоизолирующими свойствами в перпендикулярном этому направлении, а также отличается низким коэффициентом термического расширения. Различные виды графита используются для изготовления кольцевых вставок или тонких защитных пластин (пирографит), которые и

устанавливаются в горловинах сопел. Такие конструктивные элементы характерны, однако, в основном для небольших РДТТ, так как существует опасность растрескивания крупных графитовых деталей при запуске двигателя — из-за теплового удара. Широкому применению пирографита в значительной степени препятствует его высокая стоимость.



**Рис. 4. Сопло РДТТ:**

**1 — наружная оболочка; 2 — внутренняя оболочка; 3 — теплоизоляционная оболочка**

Чаще всего внутренние детали сопел космических РДТТ изготавливаются из термостойких пластиков, в которых графитовые, угольные, кремнеземные, кварцевые либо асбестовые волокна связаны в одно целое при помощи феноло-формальдегидных смол (таким образом, указанные волокна являются армирующими наполнителями, а смолы — связующими). При работе РДТТ поверхностный слой этих материалов, соприкасающийся с горячим газом, подвергается абляции, т. е. оплавлению, испарению, разложению и химической эрозии с последующим уносом массы газовым потоком.

Из перечисленных выше абляционных материалов наиболее стойкими к эрозии являются угле- и графитопластики, которые и применяются в горловинах сопел. На остальных же участках стараются использовать другие пластики, менее стойкие, но зато более дешевые. Между внутренней аблирующей оболочкой и внешней силовой рубашкой

сопла обычно предусматривается слой теплоизоляции из асбо- или кремнепластиков, которые характеризуются низкой теплопроводностью и служат дополнительной защитой рубашки от нагрева.

Процесс изготовления пластиковых деталей сопла обычно включает намотку ленты из соответствующего материала на профилированную оправку, последующее отверждение изделия при давлении до 7 МПа и температуре порядка 150 °С и, наконец, механическую обработку полученной заготовки до необходимых размеров. При сборке сопла пластиковые детали устанавливаются при помощи эпоксидных клеев, последующее отверждение которых производится в нормальных окружающих условиях.

Из рассмотренного видно, что РДТТ характеризуется конструктивной простотой, В то время как ЖРД является лишь частью двигательной установки, в которую входят еще и топливные баки, питающие трубопроводы, заправочно-сливные и дренажно-предохранительные клапаны, а также ряд других элементов, сам по себе РДТТ является, по существу, двигательной установкой. Однако, как мы видели, создание этого «простого» двигателя требует чрезвычайно высокого развития теоретических знаний, химической отрасли техники, технологии производственных процессов, а также овладения многими техническими «секретами».

## **6. Применение РДТТ.**

Полезно привести некоторые соображения в пользу применения РДТТ в космонавтике, дополнительные к тем, которые высказывались ранее. Отметим прежде всего, что простота РДТТ вместе с высокой плотностью твердого топлива позволяет создавать двигательные установки, в которых на конструкцию приходится лишь 5–7 % от общей массы (при использовании ЖРД этот показатель в 1,5 раза хуже). Указанное обстоятельство в значительной степени компенсирует меньший по сравнению с ЖРД удельный импульс РДТТ. По этому важнейшему параметру РДТТ уступает в 1,5 раза лучшим ЖРД, работающим на топливе жидкий кислород — жидкий водород. Известно, что это эффективное топливо явилось одним из факторов успешного осуществления пилотируемых полетов на Луну. Однако его применение не всегда целесообразно, так как связано, в частности, с необходимостью принятия специальных мер к устранению потерь испаряющихся криогенных компонентов (особенно жидкого водорода). А это приводит, естественно, к утяжелению, усложнению конструкции и снижению надежности всего летательного аппарата.

Поэтому в тех случаях, когда от двигательной установки требуется лишь небольшой полный импульс тяги, а тем более если она должна включаться спустя несколько часов или суток после выведения аппарата в космос, выгоднее использовать так называемые высоко-кипящие топлива, компоненты которых являются жидкостями в нормальных условиях. Типичным таким топливом является, например, комбинация четырехоксида азота с несимметричным диметилгидразином.

Но по удельному импульсу это жидкое топливо на 10 % превосходит твердое. Таким образом, для получения одного и того же полного импульса тяги требуется израсходовать твердого топлива на 10 % больше, чем жидкого. Однако ввиду большей плотности твердого топлива ( $1,76 \text{ г/см}^3$  по сравнению с  $1,21 \text{ г/см}^3$  для указанного жидкого) для размещения всего запаса расходуемого твердого топлива потребуется меньший объем: А это означает снижение массы конструкции, и в результате начальная масса заправленной топливом двигательной установки может оказаться одинаковой для жидкого и твердого топлив. В таком случае выбор будет сделан в пользу второго.

Приведенные рассуждения в значительной мере объясняют широкое применение РДТТ в космонавтике. В пользу РДТТ говорит и то обстоятельство, что при освоенном типе твердого топлива, включая технологию изготовления из него заряда, двигательная установка с РДТТ может быть создана в более короткие сроки, с меньшими затратами средств и, как говорят, с «меньшим риском», чем установка с ЖРД той же тяги. Данные соображения становятся особенно важными, когда речь идет об очень высоких уровнях тяги. Крупнейший твердотопливный двигатель в 1,7 раза превосходит по тяге наиболее мощные современные ЖРД. При его создании было проведено всего четыре стендовых испытания натуральных образцов, при разработке же мощных ЖРД таких испытаний проводится несколько сотен.

Следует отметить, что в США в 1965 г. был испытан на стенде экспериментальный РДТТ с диаметром корпуса 6,6 м. Этот двигатель содержал 730 т топлива и развивал тягу до 26 МН. Создание ЖРД такой же мощности представляет и в настоящее время большие трудности. Таким образом, возможности РДТТ далеко не исчерпаны, и реализация их будет зависеть от потребностей развивающейся космонавтики.

## **7. Задание.**

При выполнении лабораторной работы студенты должны:

1. Изучить историю создания РДТТ.
2. Изучить конструкцию РДТТ.



3. Изучить типы топлив РДТТ.
4. Изучить конструкцию сопла РДТТ.

#### **8. Методика выполнения работы.**

Изучение принципа работы ТРДД и конструкции основных узлов двигателя производится студентами самостоятельно по методическому руководству.

#### **9. Отчетность.**

В отчете должно быть:

1. Изображение принципиальной схемы РДТТ.
2. Изображены схемы зарядов топлива РДТТ.
3. Изображена схема крепления топливного заряда РДТТ.
4. Изображена схема сопла РДТТ.

#### **10. Контрольные вопросы.**

1. Где появились первые РДТТ?
2. Какое было топливо первых РДТТ?
3. Почему РДТТ не получили широкого распространения?
4. Каких конструкторов РДТТ вы знаете?
5. Принцип работы РДТТ?
6. Преимущества РДТТ?
7. Недостатки РДТТ?
8. Какие бывают топлива РДТТ?
9. Особенности производства топлива РДТТ?
10. Как топливо РДТТ попадает в камеру сгорания?
11. Из чего состоит сопло РДТТ?
12. Где применяются РДТТ?

## **ОГЛАВЛЕНИЕ.**

### **Изучение конструктивной схемы образца и принципа работы РДТТ.**

1. Цель работы	2
2. История создания космических РДТТ	2
3. Основные сведения о РДТТ	6
4. Топлива и топливные заряды	9
5. Реактивные сопла	13
6. Применение РДТТ.	15
7. Задание	16
8. Методика выполнения работы.	17
9. Отчетность	17
10. Контрольные вопросы	17