**Введение :**

Твердотопливные ракеты — область техники, имеющая многовековую историю.

От простейших примитивных конструкций до современных ракет, имеющих
 высокие технические показатели и играющих важную роль
в
системе вооружения современных армии, в авиации, исследовании и освоении космического пространства.

Значительно изменился состав твердотопливных ракет в процессе их развития. Если до второй мировой войны доминантой ракеты, опре-
делявшей ее облик и развитие, являлся твердотопливный двигатель, то в
последующем, с появлением сложных систем управления и пускового обору-
дования, ракета превратилась в сложный технический комплекс, каждая составная часть которого влияет на формирование объекта в
целом.

Существенно расширилась область применения твердотопливных
ракет. В настоящее время существуют ракеты стратегического назначения, противовоздушной, противоракетной, противокосмической и противотанковой обороны, ракеты, используемые в космической технике, и др.

Изменилась и роль науки в развитии ракетной техники. Если на первом этапе она сводилась в основном к разработке отдельных рекомендаций по проектированию образцов, то на втором этапе в полной мере проявилась ее ведущая роль. В настоящее время стало возмож-
но- на строго научной основе проводить выбор схем и конструктивных решений, оптимизацию параметров ракет и проектирование образцов, разработку режимов их испытаний, эксплуатации и применения.

**1.РАЗВИТИЕ РАКЕТ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ ДО СЕРЕДИНЫ ХХ в.**

**РАЗВИТИЕ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ ДО КОНЦА XIX в.**

**1.1. О НАЧАЛЬНОМ ПЕРИОДЕ РАЗВИТИЯ РАКЕТ**

Начальный период развития ракетной техники исследован еще недо-
статочно полно и мы до настоящего времени не располагаем достовер-
ными сведениями о том, когда и где впервые стали применяться ра-
кеты.

Хотя во многих работах по истории ракетной техники встречаются
упоминания о том, что ракеты были известны в Китае и Индии задолго до

нашей эры, однако приведенные высказывания не представляются до-
стоверными, тем более, что ни один из ее авторов не сообщает, из
каких источников почерпнуты им эти сведения.

Основанием для такого неверного, на наш взгляд, утверждения яви-
лась, по-видимому, различная трактовка в разные исторические вре-
мена таких терминов, как фейерверки, огненные забавы и т. п., упоми-
нания о которых встречаются в ряде литературных и исторических источ-
ников, где описывались события, имевшие место как до н. э., так и в
первые столетия н. э.

Действительно, к тому времени, когда порох получил сравнитель-
но широкое распространение в Европе, представления о фейерверках
были неразрывно связаны с применением пиротехнических ракет. Одна-
ко вряд ли правильным будет переносить эти представления на более
поздние периоды, предшествовавшие изобретению пороха, и рассматри
вать упоминание таких терминов, как «огненные горы», «огненное дерево
с серебряными искрами», «огненное колесо» и др., как подтвержде-
ние факта применения ракет, тем более, что ни в одном из упомянутых
выше источников нет никаких даже косвенных указаний о применении
именно ракет.

Серьезным недостатком работ, авторы которых утверждают о приме-
нении ракет до изобретения пороха, является также то, что в них возмож-
ность применения ракет рассматривается в отрыве от общей истории
техники и не связывается с состоянием в тот период знаний о взрывча-
тых веществах. Все это значительно снижает ценность приводимых в их
упоминаний о применении ракет до н. э. и не позволяет рассматривать их в качестве достоверных источников.

 Большего внимания заслуживают работы, авторы которых при реше
нии вопроса о первом применении ракет основываются на изучении
источников рассматриваемого периода и связывают создание ракет и дру-
гих пиротехнических средств с изобретением пороха.

Порох, состоящий из смеси серы, селитры и угля, стал известен в
Китае примерно в Vll — IX вв. н. э. В IX — Х вв. он уже стал применяться
для военных целей. К этому же времени относятся первые, основан-
ные на документальном материале сведения о зажигательных стре-
лах «хоцзян» нового типа, давшие некоторым историкам основание отно-
сить начало применения ракет в Китае к Х в.

«Огненные стрелы» применялись в Китае задолго до изобрете-
ния пороха, однако древние «хоцзян» отличались от зажигательных стрел
более позднего периода. Первоначально к наконечнику стрелы при-
крепляли различные зажигательные вещества — олеин, моксу, смолу-
либо просто обертывали его холстом, который потом смачивали маслом, и,
воспламенив этот состав, запускали стрелу из лука. Позднее (после изоб-
ретения пороха) к наконечнику стрелы вместо олеина или смолы стали
привязывать мешочек с порохом.

Как указывается в ряде китайских источников, в 969 — 970 гг. н. э. Юе
И-фан и Фэн И-шень приготовили для императорских войск зажигательные стрелы, представлявшие собой обычную стрелу, к древку кото-
рой прикреплялась трубка, наполненная составом, аналогичным поро-
ховому.

Мнение о том, что китайские зажигательные стрелы «хоцзян» рассматриваемого периода представляли собой примитивные реактивные
устройства, получило довольно широкое распространение в историко-
научной литературе. В европейской литературе оно было впервые выска-
зано, по-видимому, французскими миссионерами в Пекине4, записки кото-.
рых, посвященные истории наук, ремесел, нравов и обычаев Китая,' опуб.
ликование в конце XVIII в., получили широкую известность и были
переведены на ряд европейских языков, в том числе и на русский.".

Затем эта точка зрения повторялась во многих работах по истории ра-
кетной техники и долгое время не подвергалась критическому рас-
смотрению. Однако вопрос о том, являлись ли китайские зажигательные
стрелы «хоцзян» этого периода простейшими реактивными снарядами, не является настолько ясным и простым, как это представляется на первый взгляд. К древку стрел действительно прикреплялась трубка с поровым составом, который поджигался при пуске стрелы. Но чтобы установить, являлись лн «хоцзян» этого периода реактивными снарядами, необходимо выявить, предназначались ли указанные трубки с пороховым составом для создания дополнительной тяги.

Описание китайских зажигательных стрел, приведенное в ряде книг, не
позволяет, однако, ответить на этот вопрос утвердительно. Более того,
оно дает основание предполагать, что прикрепляемые к стрелке труб-
ки с медленно горящим пороховым составом служили лишь для поддержания огня при быстром полете и не давали никакого или почти никакого реактивного эффекта,

В самом деле, судя по описаниям, трубки, прикрепляемые к
древку стрелы, до отказа заполнялись пороховым составом и не имели
ни сопловой части, ни углубления, получившего впоследствии название ракетной пустоты. А как показали более поздние опыты, в частности исследования К. И. Константинова проведенные в середине 19 в., при сгорании плотно набитого порохового состава, не содержавшего никакого углубления, тяга практически равнялась нулю.

На это обратил внимание еще Н. Ф. Эгерштром. Не ставя под сомнение приводимый французскими миссионерами факт применения китайцами -называл в 969 г. зажигательных стрел (которые он вслед за автора ми книг ракетами), он указывал, что в этом случае пороховые газы не использовались для приведения стрелы в движение.

«Когда это копье или стрелу хотели употребить в дело,— писал он в
своей небольшой работе, посвященной изобретению пороха и огнестрельного оружия,— то зажигали состав в трубке, бросали стрелу или
копье с помощью лука и оставалось очень довольны, когда зажигательные состав не гаснул при быстром полете. Уже гораздо позднее при-
думалн делать в ракетном составе пустоту и пользоваться давлением
газов, развивающимся в пустоте при горении состава, для метания ракеты.
В ракете же 969 года была особенно ценима способность ее состава не
гаснуть в полете>.'

Нетрудно видеть, что здесь мы сталкиваемся с нескольким применением термина «ракета». Это ставит под сомнение правильность «хоцзян» рассматриваемого периода к классу реактивных аппаратов и тем самым начать
отсчет применения ракет в Китае с середины Х в.

Высказанное предположение о том, что начало применения ракет в
Китае относится к более позднему времени, в последние годы получило
подтверждение в ряде работ по истории науки и техники, Так,
щенной специальному рассмотрению истории изобретения пороха и
огнестрельного оружия в Китае на основании изучения китайских источников, высказывается мнение, что первые пороховые заряды-ракеты появились у китайцев лишь в 1161 г. н. э., а фейерверки стали устраиваться
только в 1163—1189 г . — гг., т. е. более чем через 200 лет после первых случаев боевого применения пороха'. Один из примеров применения бое-
вых ракет в Китае показан на рис. 1,1.

Еще более поздний срок называет немецкий (с середины 30-х годов
переехавший в США) историк ракетной техники Вилли Лей (1906 — 1969),
который относит начало применения пакет в Китае к 1232 г., т. е. к
периоду обороны Пекина от монголов, '

Необходимо указать, что и в китайских работах по истории поро-
ха и огнестрельного оружия мы встречаем довольно противоречивые вы-
сказывания о том, что представляли собой «хоцзян», применявшиеся в Х в.

Некоторые авторы" утверждают, что полет «хоцзян» осуществлялся
благодаря движущей силе пороховых газов, и относят их к ракетам, не на-
зывая, однако, источников, из которых взяты эти сведения.

B других работах «хоцзян» этого периода относят к типу огненных
стрел, в которых порох использовался лишь в качестве зажига-
тельного состава. Так, например, Цянь Вэй-чжан в книге «Научные откры-
тия в истории нашей родины» пишет: «Согласно сведениям, содержащимся в «У-цзин-Цзун-яо» (1040 г.), в «хоцзян» ого времени исполь-
зовали медленно горящий порох, заряд которого привязывали к наконеч-
нику стрелы; выпускали «хоцзян» из лука»." Об этом же говорит Фэи
Цзя-шэн в статье «Происхождение пороха н его проникновение **в**Европу»."

В другой своей работе, посвященной истории изобретения пороха,
Фэн Цзя-шэн указывает, что в 1161 г. китайцы применили против чжур-
чженей, пытавшихся форсировать реку Янцзы, снаряды, которые разры-
вались с громоподобным грохотом н выбрасывали облако распыленной
извести. «Так появляются пороховые заряды в бумажной оболочке,
которые стали прообразом фейерверочных ракет будущего»."

Из сказанного видно, что в современной историко-научной литера-
туре нет единого мнения по вопросу о том, когда же впервые нача-
ли применяться ракеты. В качестве исходной даты проводятся и
Х, и Xll, н Xlll вв. н. э.

Не останавливаясь на том, какое нз приведенных мнений является наиболее правильным (окончательный ответ на данный вопрос
может дать лишь специальное исследование), можно сделать сле-
дующие предварительные выводы,

l. Приводимые в ряде современных историко-научных и научно-технических работ высказывания о том, что ракеты были известны
еще задолго до начала н. э., не подтверждаются никакими источни-
ками, противоречат логике развития техники и не могут считаться
достоверным.

 2. Предположения о том, что ракеты могли появиться в первые
столетия н. э., т. е. еще до изобретения пороха, также не подтверждаются
нм документальными материалами, ни историко-техническим анализом.

3, Все исследователи, серьезно занимавшиеся изучением раз-
личных взрывчатых смесей, приходят к заключению, что из известных
в первом тысячелетии н. э. взрывчатых смесей только сгорание пороха
могло дать реактивный эффект.

4, Таким образом, можно считать установленным, что появление
ракет связано с изобретением пороха и, следовательно, не может быть
отнесено ранее, чем к Х в. н. э.

5, Точная дата начала применения ракет является пока неустановлен-
ной (различные исследователи называют Х, XII *и* даже XIII вв.) *и* подле-
жит дальнейшему исследованию.

**1.2. РАЗВИТИЕ РАКЕТ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ**

**В XIII — XVIII вв.**

К середине ХII в. более четко прослеживаются упоминания *о* при-
менении ракет, которые в *данном* случае уже не вызывают сомнений в
подлинности приводимых в них сведений. В большинстве работ, посвя-
щенных истории применения огнестрельного оружия", приводятся сведе-
ния о том, что в 1232 г. при обороне Пекина были применены снаряды, по-
добные ракетам.

В арабской хронике, которая в настоящее время хранится в Париж-
ской Национальной библиотеке, упоминается (правда без приведения
каких-либо подробностей), что египтяне имеют ракетоподобные сна-
ряды,'s

Более подробные сведения об арабских ракетах мы встречаем в трак-
тате Гассана-аль-Раммаха (1225 г.), получившего название «Книги о
сражениях с участием конницы н военных машин»." В *рукописи* приво-
дятся рецепты *изготовления* пороха и даются указания об изготовлении
ракет, которые автор называл «китайскими стрелами»,

В этом же трактате описывается новый, неизвестный до этого вид
оружия, сведения о котором, как отмечают почти все исследователи,
ие встречаются в китайских источниках, Это так называемое «яйцо,
которое само движется *и горит»,* по сути дела являвшееся ракетной торпе-
дой. *Самодвижущееся* горящее *яйцо,—* указывал Хассан-аль-Раммах,—
состояло из двух листов железа, скрепленных вместе и плотно пригнанных
с левой стороны. Плоский грушеподобный сосуд (рис. 1. 2) наполнялся
порохом либо другой зажигательной смесью, по всей вероятности содер-
жавшей селитру, *и* снабжался двумя прутьями, игравшими роль ста-
билизаторов и обеспечивавшими устройству *движение* по прямой
*линии.* Все устройство приводилось в движение *при* помощи двух боль-
ших ракет, описание которых приводилось автором рукописи.

Первоначально ракеты начали применяться в странах Востока
Китае, Индии, арабских странах — и лишь позднее стали известны в Европе. Предположения о том, как сведения о ракетах рас-;
пространялись из одной страны в другую, крайне противоречивы. Не-,
смотря на неоднократные попытки исследовать этот процесс, до сих пор
так и не удалось точно установить пути проникновения сведений о ракетах
в различные страны."

К концу XIII в. относятся первые, ставшие известными в Европе све-
дения о ракетах. В 1280 г. Альберт Магнус в своем сочинении
«De mirabi1ibus mundi> излагает способы изготовления пороха и дает
описание ракет. При этом он четко проводит различие (в химическом со-
ставе) между форсовым (движущим) составом ракет, используемым
для приведения ракеты в движение, и их зажигательным составом. По-
следний, как он указывал, должен был состоять из селитры, серы и
льняного масла, в форсовый же состав льняное масло не входило, но упо-
требляло селитры 67 %, серы 11 %, угля 22 %. По данным большин-
ства историков этот рецепт был заимствован Альбертом Магнусом из
книги <Liber ignum», написанной Марком Греком, по всей вероятности,
пользовавшимся, в свою очередь, арабским источником.

Сведения о ракетах, приводившиеся в рукописях этого периода,
Косили очень отрывочный характер и в рассматриваемый период почти
никакого распространения не получили. Неясно также, изготовлялись
ли в действительности ракеты, описание которых приводилось в указан-
ных ранее работах.

Не до конца изучен также вопрос о начале производства и
боевого применения ракет в Европе. Хотя в отдельных литературных
произведениях и исторических источниках встречаются сведения, даю-
щие основание предполагать о возможности применения в Европе ракет
во время боевых действий в Xlll в., однако во всех указанных случаях
речь шла о применении устройств, напоминающих ракеты, не европей-
цами, а их противниками. Поэтому пока нет достаточных оснований для
утверждений о применении европейцами боевых ракет еще в XIII в.

Но уже в конце XIV в., и особенно в первой половине XV в, ракеты
начинают находить применение во время боевых действий в Италии", а

затем и во Франции." К этому же времени относится начало сравни-
тельно широкого применения ракет для устройства фейерверков и иллю-
минаций.

Распространение простейших пиротехнических ракет и первые попыт-
ки их боевогр применения в Европе в конце XIV в. привели к тому, что
начиная с XV в. в ряде работ по артиллерии находят отражение воп-
росы, связанные с изготовлением и применением пороховых ракет.

Одной из первых таких работ является рукопись Конрада,'Кьезера
«ge1lifortis», относящаяся к началу XV в. К сожалению, мы располагаем
весьма ограниченными сведениями как об авторе работы, так и о самой рукописи. По некоторым данным, К. Кьезер закончил работу над рукопись-
ю в 1405 г. Ее основной экземпляр в настоящее время хранится в университетской библиотеке в Геттингене.

Рукопись состоит из 140 пергаментных листов. Для специалистов,
занимающихся изучением развития ракетной техники, наибольший инте-
рес представляют листы 100а — 140в, на которых Кьезер излагает способы
изготовления и применения ракет. Он дает описание ракет, переме-
щающихся вдоль веревки (струны), взлетающих в воздух и передви-
гающихся по воде. Эти три типа ракет изготавливались почти одинаково,
однако отличались составом пороховой смеси, а также длиной
ракетного стержня, предназначенного для стабилизации полета ракет.
Так, Кьезер указывал, что для ракет, взлетающих в воздух, ракетный
стержень должен быть значительно длиннее, чем для ракет, перемежаю-
щихся по воде.

У Кьезера уже встречается, по-видимому, впервые в европейской лите-
ратуре, указание о необходимости просверливания в ракетном составе
специального канала (полости), получившего впоследствии название ра-
кетной пустоты. Кьезер, однако, ограничился лишь упоминанием о необ-
ходимости создания такой полости, не указав причин, вызывающих такую
необходимость.

При анализе рукописи Кьезера, как и при анализе многих анало-
гичных работ, относящихся к рассматриваемому периоду, перед исследо-
вателями, как правило, встают два тесно связанных между собой вопроса.

1. Является ли данная рукопись (книга) оригинальным произведе-
нием, либо она составлена на основании уже известных работ (если
да, то представляет ли интерес установить на основании каких именно).

2. Были ли в действительности изготовлены и применялись ли на
практике те виды пиротехнических сооружений, которые описываются в
данной работе, либо это лишь предположения и рекомендации, не
проверенные на практике.

Исследователи, изучавшие рукопись Кьезера, приходят почти к еди-
нодушному выводу, что она составлена на основании арабских (либо
византийских) работ. На это же указывает и восточная одежда людей на рисунках . Однако до настоящего времени ни
однн *из* авторов не указал, какие именно работы были использованы на рисунках Кье-
зером.

Более сложным представляется ответ на второй вопрос, так как ни-
каких сведений, подтверждающих, что описанные Кьезером ракеты приме-
нялись на практике, до настоящего времени обнаружить не удалось.'

Один нз крупнейших немецких специалистов в области истории химии
взрывчатых веществ С. И. Ромоцки полагает, что рекомендации
Кьезера о различной длине стержня для ракет, передвигающихся по
воде и по воздуху, свидетельствуют о том, что эти данные получены и
на основании практического опыта, так как, по его мнению, не могли быт
получены теоретическим путем. Но данное предположение не является, на наш взгляд, достаточно убе-
дительным. Во-первых, эти сведения вполне могли быть заимствованы
Кьезером из работ других авторов, во-вторых, вряд ли правомерно пол-
ностью исключать возможность получения этих данных путем умозаклю-
чений.

В целом рукопись Кьезера давала некоторые представления об
уровне производства ракет в Европе в конце XIV — начале XV вв.
В ней приводились *различные* составы топливной *смеси,* достаточно чет-
ко упоминалось о гильзах из пергамента, о ракетных стрежнях для
стабилизации ракет и др.

 Следующей работой, в которой нашли отражение вопросы изготовле-
ния *и* применения ракет, явилась рукопись, точнее тетрадь с эскизами,
итальянского военного инженера Джнованни ди Фонтана «Belicorum
instrumentorum liber, comfiquris et fictivis literis conscriptus», храня-
щаяся в городской библиотеке Мюнхена под № Jconogr 242. До настояще-
го времени не удалось установить точной даты написания этой рукописи,
однако большинство исследователей относят ее к 1420 г.

В рукописной работе Дж. *ди* Фонтана «Книга о военных инструментах» приходилось описание ракет и различных способов их применения. Следует отметить, что все упомянутые работы были рукописными,
распространялась в сравнительно небольшом количестве и в силу этого не
получилн тогда достаточно широкого распространения, хотя некоторые
из этих работ пользовались сравнительно большой известностью. Однако уже в первой половине **XVI** в., вскоре после изобретения кни-
гопечатания стали появляться книги, в которых приходилось сведения об изготовлении и применения пороховых ракет.

Любопытно отметить, что в этой книге уже встречается упоми-
нание о ракетах, вылетающих из ракет, т. е. о применении принципа сту
пенчатости в пиротехнических ракетах. Описывая устройство фейерверка
автор указывает на восемь ракет, вылетающих из одной большой ракеты
и добавляет, что при этом получается очень яркое зрелище. По-види
мому, это первое встречающееся в печати упоминание о много
ступенчатых ракетах.

В книге Бирингуччио давалось лишь краткое упоминание о приме
нении ракет при устройстве фейерверков, но не приводилось сведе
ний о том, что же представляли собой пиротехнические ракеты
первой половины XVI в. Ответ на этот вопрос мы находим в
рукописи К. Хааса, относящейся к 1529 — 1555 гг." (рис, 1.5.).

 Эта рукопись представляет наибольший интерес среди работ по
пиротехнике, относящихся к XV — первой половине ХVI вв. В ней не
только давалось достаточно подробное изложение способов изго
товления обычных пиротехнических ракет и их применения, но и, по-
видимому, впервые в мировой литературе, приводились схемы, эскиз
и описании таких уже довольно сложных пиротехнических соору
жений, как многоступенчатые ракеты, ракетные связки, ракеты
дельтообразными стабилизаторами и т. п. В дальнейшем эти конструкции фигурировали во многих работах, посвященных вопросам п-
иротехники, но впервые они были изложены, насколько это известно
в настоящее время, именно в рукописи Хааса.

Следует отметить, что все эти, так по-современному именуемые
ракетные конструкции в действительности были лишь эффективными
пиротехническими сооружениями. Ни один из авторов, приводивших
сведения о многоступенчатых ракетах, не останавливался на та-
ких их преимуществах, как увеличение высоты или дальности полета, не говоря уже о достижении высоких скоростей, недоступных для
обычных ракет. Единственная цель их применения заключалась создать более впечатляющее зрелище.

Начиная с конца ХV в. ракеты все чаще применяются, глав-
ным образом, для увеселительных целей — при устройстве фейер-
верков и иллюминаций. Сведения о боевом применении ракет встре-
чаются все реже и реже, и постепенно почти исчезают. Объясняется
это тем, что к этому времени огнестрельное оружие, применяв-
шееся в европейских армиях (в том числе и артиллерия), достигло
такого совершенства, что полностью вытеснило ракеты в качестве бое-
вого средства. Возраставшая потребность в пиротехнических сооружениях способ-
ствовала повышению интереса к производству ракет. На протяжении
XVI — XVIII вв. литература по артиллерии н пиротехнике обогати-
лась рядом интересных произведений, в которых вопросы изготовле-
н ня н применения ракет занимали уже довольно заметное место.
К числу таких работ следует отнести книги В. Бирингуччио (1540 г.),
Л. Фуртенбаха (1557 г.), И. Шмидлапа (1561 г.), Л. Колладо
(1592 г.), Ж. Апиера (1630 г.), К. Сименовича (1650 г.) (рис. 1.7),
А. Фрезье (1707 г.) и других авторов [11 — 17].

Для всех этих работ характерен описательный подход, так как они
предназначались, главным образом, в качестве инструкции для при-
готовления фейерверков. Авторы этих книг преимущественно исхо-
дили лишь из своего собственного опыта и, как правило, почти
совершенно не знали о других возможных способах и приемах
изготовления ракет н даже не пытались как-либо теоретически
обосновать или подкрепить свои выводы.

Для рассматриваемого времени (XV — XVIII вв.) вообще был характе-
рен весьма невысокий уровень теоретических разработок в об-
ласти ракетной техники. Ракеты этого периода представляла собой
несложные технические устройства, производство которых в зна-
чительной степени зависело от опыта и искусства мастеров-пиро-
техников. Специалисты, работавшие в это время над совершенствованием
ракет, особое внимание уделяли составу ракетного топлива, считая,
что именно от его правильного выбора зависит качество пиротех-
нических ракет. Было разработано большое количество рецептов ра-
кетных смесей, состоявших в своей основе из селитры, серы и угля, взя-
тых в различной пропорции, но все они подбирались эмпирически
и не были подкреплены теоретическими выводами.

Лишь к концу XVIII в. стало утверждаться мнение, что на ка-
чество ракет влияет не только состав ракетного топлива, ио и ряд
других факторов, в том числе правильный выбор конструктивных па-
раметров. Это представление нашло отражение в работах но артил-
лерии и пиротехнике, опубликованных в конце XVIII — начале XIX вв.

При этом обращает на себя внимание, что практически за четыре
столетия (с XV по XVIII вв.) в конструкцию ракет и техно-
логию их изготовления не было внесено существенных изменений.
Ракеты этого периода состояли нз картонной гильзы, в верхней
части которой размещался полезный груз (звездки либо другой на-
полнитель), а остальную часть гильзы занимала ракетная камера,
служившая одновременно хранилищем для ракетного топлива и камерой
сгорания.

**2. ОСОБЕННОСТИ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
ТВЕРДОГО ТОПЛИВА**

 Ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) получили
в настоящее время широкое распространение. Из опубликованных
данных следует, что более 90 % существующих и вновь разраба-
тываемых ракет оснащаются двигателями твердого топлива. Этому
способствуют такие основные достоинства их, как высокая надеж-
ность, простота эксплуатации, постоянная готовность *к* действию.
Наряду с перечисленными достоинствами РДТТ обладают рядом
существенных недостатков: зависимостью скорости горения твер-
дого ракетного топлива (ТРТ) от начальной температуры топлив-
ного заряда; относительно низким значением удельного импульса
ТРТ; трудностью регулирования тяги в широком диапазоне.

РДТТ применяются во всех классах современных ракет воен-
ного назначения. Кроме того, ракеты с РДТТ используют в народ-
но-хозяйственных целях, например, для борьбы с градом, бурения
скважин, зондирования высоких слоев атмосферы и т. д.

Разнообразие областей применения и выполняемых задач спо-
собствовало разработке большого числа различных конструкций,
отличающихся габаритными, массовыми, тяговыми, временными
и другими характеристиками. Некоторое представление о широте
применения могут дать характеристики тяги РДТТ, находящиеся
в крайних областях этого диапазона. Для ракетных двигателей
малых тяг (РДМТ) значение тяги находится в пределах от 0,01 Н
до 1600 Н [1l. Тяга наиболее крупных двигателей (диаметр дви-
гателя 3,05; 4,5; 6,6 м) достигает десятков меганьютонов. Напри-
мер, для РДТТ диаметром 6,6 м тяга составляет 31 МН.

Промежуточную область занимают двигатели средних габари-
тов, которые являются наиболее многочисленными и разнообраз-
ными.

По выполняемым функциям все ракетные двигатели можно
разделить на три группы:

двигатели, создающие тягу, необходимую для перемещения ап-
парата;

двигатели, создающие управляющие усилия и моменты;

двигатели для экспериментальных и технологических целей.

Первая группа двигателей выполняет основную функцию-
обеспечение взлета и ускорения перемещающегося аппарата на
активном участке. К этой группе относятся все стартовые и марше-
вые РДТТ.

Вторая группа двигателей выполняет вспомогательные функ-
ции. К этой группе относятся рулевые двигатели, служащие для
управления полетом по заданной программе; корректирующие,
необходимые для стабилизации перемещающегося аппарата на
траектории и ориентации в требуемом положении; тормозные,
предназначенные для торможения, отделения отработавших ступе-
ней ракеты, перевода космического ЛА с одной орбиты на другую
или осуществления «мягкой» посадки.

Третья группа двигателей предназначена для проведения раз-
личного рода испытаний и отработки как перемещающегося аппа-
рата в целом, так и его отдельных элементов. Например, сюда
можно отнести двигатели, предназначенные: для разгона аэроди-
намических тележек, проведения исследований стойкости кон-
струкционных материалов в потоке горячих газов с различным со-
держанием твердых частиц, для проверки работоспособности и
стойкости исполнительных органов управления.

Ракетный двигатель твердого топлива в общем случае состоит
из корпуса, заряда ТРТ, соплового блока, исполнительных орга-
нов системы управления вектором тяги, системы запуска, узлов
отсечки тяги, узлов аварийного выключения.

Если один или несколько РДТТ скомпонованы вместе с руле-
выми приводами, источниками питания и вспомогательными уст-
ройствами, то такой агрегат называется *ракетной двигательной
установкой твердого топлива* (ДУ РДТТ).

Особенностью конструкции РДТТ является то, что весь запас
топлива одной ступени располагается в камере сгорания двигателя; стенки камеры сгорания и сопла неохлаждаемые; корпус
двигателя является несущим — на нем монтируются элементы
конструкции и узлы стыковки отсеков перемещающегося аппарата.

Заряд твердого ракетного топлива является источником энер-
гии РДТТ. Он представляет собой блок определенной формы и
размеров, размещенный в камере сгорания двигателя. Размеры и
форма заряда при горении должны обеспечивать заданное время
работы, значение секундного расхода и изменение тяги двигателя
по времени. Если этого не удается достичь только путем придания
заряду определенной формы, то прибегают к нанесению бронирую-
щего покрытия на наружной и торцевых поверхностях заряда.
Цель нанесения бронирующего покрытия состоит в том, чтобы
выключить из процесса горения часть горящей поверхности заряда
и тем самым изменить время работы двигателя и количество образующихся газов в единицу времени. Последнее оказывает прямое
влияние на тяговые характеристики двигателя. Различают два основных способа размещения заряда ТРТ
в камере двигателя: *вкладной и скрепленный со* стенками камеры
сгорания (частично или полностью).

**2.1. Конструкция с вкладным зарядом**

Двигатели с вкладным зарядом можно разделить на
два типа: *с зарядом всестороннего горения* и с *зарядом, горящим по
внутренним поверхностям.*

*Двигатель с зарядом всестороннего горения* состоит из корпуса
(рис. 1.3) и заряда, установленного в камере сгорания между
сопловой решеткой и передним упором. Особенность этого двига-
теля состоит в том, что горение заряда происходит по всем поверх-
ностям (наружной, внутренней и торцевым). При этом горячие
газы омывают внутреннюю поверхность стенки камеры сгорания

Неснаряженный двигатель — двигатель без заряда, воспламе-
нителя и инициирующего устройства, в общем случае представляет собой металлическую сварную конструкцию, состоящую из
цилиндрической обечайки, переднего и заднего днищ, соплового
блока, сопловой решетки и переднего упора, узлов для соединения
с соседними отсеками ракеты, узлов соединения с пусковой уста-
новкой и других элементов. Под другими элементами подразумева-
ются приварные детали для крепления аэродинамических плоско-
стей (если они крепятся *к* корпусу двигателя), силовые шпангоуты
или упоры для крепления исполнительных органов системы управ-
ления, опорные поверхности для установки гаргрота, резьбовые
гнезда для такелажных рым-болтов.

Если двигатель снаряжается топливным зарядом — монобло-
ком, то корпус должен иметь разъем по максимальному внутрен-
нему диаметру для установки заряда в камере сгорания. Если же
заряд состоит из нескольких однотипных элементов, то в этом слу-
чае разъем по максимальному диаметру делать не обязательно.
Снаряжение можно производить через люк в переднем днище, ко-
торый затем закрывается передней крышкой (см. рис. 1.3). В двигателях с зарядом всестороннего горения сопло часто вы-
полняется с коническим раструбом. Если по условиям эксплуата-
ции требуется настройка двигателя на заданный температурный
режим работы, то сопловой блок снабжается сменными сопловыми
вкладышами или подвижным центральным телом .

Воспламенительное устройство в зависимости от формы заряда
может устанавливаться в различных частях двигателя: передней,
задней или вдоль заряда. Предпочтение отдают переднему распо-
ложению воспламенителя. В этом случае газы, образовавшиеся
при горении воспламенителя, движутся к соплу вдоль всей поверх-
ности заряда, создавая наилучшие условия для воспламенения.
Корпус воспламенителя изготавливается из тонколистового мате-
риала (чаще всего из алюминиевого листа толщиной 0,3 мм), ко-
торый после снаряжения устанавливается в держатель. Держатель
предохраняет тонкостенный корпус от механических поврежде-
ний. Держатель иногда снабжается рассекателем, который пред-
назначен для лучшего распределения газов в объеме камеры сго-
рания. Торцевая- поверхность держателя может одновременно вы-
полнять функцию упора для фиксации заряда от продольных пере-
мещений. При переднем расположении воспламенителя все пере-
численные детали устройства крепятся на передней крышке.
В крышке имеются гнезда с резьбой для установки инициирующих
элементов — *пиропатронов.* Топливный заряд размещается в ка-
мере сгорания на опорных поверхностях между сопловой решеткой
и передним упором.

В процессе эксплуатации РДТТ происходит изменение темпе-
ратуры окружающей среды, что приводит к изменению темпера-
туры и размеров заряда. Учитывая, что коэффициент гарантированный зазор между опорами и зарядом. Наличие зазора с точки зрения эксплуатации- не всегда приемлимо, поэтому устанавливают специальные компенсирующие устройства,

которые удерживают заряд от перемещений в продольном направ-
лении, позволяя ему удлиняться, не нарушая целости корпуса;
Наиболее простым является компенсатор, выполненный из губчатой
резины. Как правило, для этих двигателей применяются топлива
баллиститного типа (нитроцеллюлозные топлива). Герметизация
двигателя производится установкой прокладок (резиновых, паро-
нитовых или металлических) в местах разъема и герметизирующей
диафрагмы в раструбе сопла.

Корпус двигателя изготавливается из улучшаемых легирован-
ных, комплексно-легированных или мартенситно-стареющих ста-
лей. условиях массового производства корпуса могут изготавли-
ваться из пресс-материала, особенно для двигателей небольшого- с вкладным зарядом всестороннего горения приме-
няются в тех случаях, когда необходимо получить большое значе-
ние тяги за короткий промежуток времени. Их используют в одно-
тупенчатых управляемых и неуправляемых ракетах, на первых с
тупенях многоступенчатых ракет (стартовые ускорители), в каче-
.стве самолетных ускорителей, тормозных двигателей и двигателей
мягкой посадки, двигательных установок для технологических
целей и т. д.

Рассмотренная схема характерна для РДТТ с зарядами из бал-
листических порохов. Двигатели, выполненные по этой схеме, об-
ладают рядом недостатков. Основные из них: низкий коэффициент
заполнения; наличие дополнительных устройств, фиксирующих з
аряд; контакт горячих газов со стенками камеры сгорания. По- следнее требует увеличения толщин стенки двигателя или тепло-
защитных покрытий.

*Двигатель с вкладным зарядом, горящим по внутренним поверх-
ностям* (рис. 1.4), имеет следующую особенность: горение заряда
происходит по каналу заряда и горячие газы не имеют непосред-
ственного контакта со стенками камеры сгорания. Это дает воз-
можность уменьшить толщину стенки, а следовательно, сократить
массу двигателя и увеличить время его работы. Увеличение вре-
мени происходит вследствие горения заряда только в радиальном
направлении изнутри к периферии. Корпус двигателя изготавли-
вается металлическим с разъемом по максимальному внутреннему
размеру. На внутреннюю поверхность камеры сгорания наносится
теплозащитное покрытие (ТЗП). Оформление соплового блока и
воспламенительного устройства аналогично предыдущей конструк-
ции. Заряд — моноблочный с забронированной наружной поверх-
ностью, устанавливается в камере сгорания на кольцевые упоры
с гарантированным зазором в цилиндрической части. На задний
упор наклеено кольцо из плотной резины, которое предотвращает
течение газов вдоль наружной поверхности заряда. Передний упор
является одновременно и компенсатором термических расширений
заряда. Поэтому на упоре наклеивается кольцо из губчатой ре-
зины. Для возможности проникновения газов в зазор между кор-
пусом и зарядом делаются прорези в резиновом кольце компенса-
тора. Таким образом, в кольцевом зазоре образуется застойная
зона газов, выравнивающая давление внутри и снаружи заряда.

Упорные поверхности могут располагаться не только по торцам
заряда. Упор можно располагать в средней части заряда, для этого
в заряде делается специальное углубление. В этом случае достаточ-
но одного упора, однако конструкция заряда и двигателя значи-
тельно усложняется.

Если применяется заряд с торцевым горением, то крепление за-
ряда производится за тарель, соединенную с торцем заряда изготавливается как из баллиститных, так и из
смесевых топлив. Двигатели с зарядом, горящим по внутренним
поверхностям, применяются на одноступенчатых ракетах и марше-
вых ступенях многоступенчатых ракет.

**2.2. Конструкция со скрепленным зарядом.**

Появление двигателей со скрепленным зарядом связано с разработкой и внедрением смесевых топлив. Техно-
логия изготовления такого заряда отличается от ранее рассмот-
ренных тем, что жидковязкая топливная масса заливается в под-
готовленный корпус двигателя. После полимеризации заряд скреп-
ляется со стенками камеры сгорания. Горение заряда происходит
по внутреннему каналу. В этом случае топливо защищает стенки
двигателя от нагревания. В тех же местах, где стенки не защищены
или открываются в результате выгорания топлива, наносится слой
ТЗП. Это позволило значительно уменьшить толщину стенок и
массу двигателя.

Улучшение коэффициента массового совершенства двигателя\*
в этой конструкции достигается также лучшим использованием
объема камеры сгорания при заполнении топливом, применением
топлива с более высокой массовой плотностью, отсутствием ряда
деталей, присущих двигателям с вкладным зарядо. Корпус двигателя со скрепленным зарядом может выполняться
по нескольким схемам и из различных материалов: металлический,
комбинированный, типа полукокона или кокона.

Металлический корпус изготавливается сваркой цилиндриче-
ской обечайки из листового проката методом ротационной раскатки
из заготовки или точением из стандартной трубы с последующей
приваркой штампованных днищ. В зависимости от технологии
снаряжения одно из днищ может присоединяться с помощью шпон-
ки или другого вида соединения. В некоторых случаях корпус
может быть изготовлен более технологичным способом — штам-
повкой с глубокой вытяжкой.

*Комбинированный корпус* выполняется металлическим или из
разнородных материалов. В первом случае тонкостенная обечайка,
сваренная с днищами, усиливается в окружном направлении на-
моткой проволоки или тонкой металлической ленты. Во втором
случае усиление металлической обечайки производится намоткой
стеклянных прядей или ленты из стекловолокна, пропитанных
фенольно-формальдегидной смолой.

Комбинированные корпуса имеют меньшую массу благодаря
применению армирующих элементов, обладают высокой герметич-
ностью.

*Корпуса типа кокона и полукокона* изготавливаются методом
намотки стекло- или органоволокна, пропитанных связующим,
на оправку. После полимеризации смолы оправка удаляется. Полу-
ченная таким способом оболочка обладает высокой прочностью
благодаря ориентированному расположению волокон в направ-
лении действующих сил и небольшой массой. Корпус полукокон
изготавливается путем отрезания одного из днищ кокона и замены
его металлИческим для образования разъема по максимальному
диаметру в цилиндрической части.

Недостаток этих конструкций — их газовая проницаемость,
что при работе двигателя недопустимо. Для устранения этого
недостатка на внутреннюю поверхность камеры сгорания наклеи-
вается антидиффузионный слой и (или) наносится резиноподоб-
ной материал — *защитно-крепящий слой* (ЗКС), который одно-
временно выполняет функцию скрепления заряда со стенками кор-
пуса.

Двигатели со скрепленным зарядом применяются для марше-
вых ступеней ракет, продолжительность их работы от десятков
до сотен секунд .

В общем случае двигатель со скрепленным зарядом состоит из
корпуса, соплового блока, воспламенительного устройства, сопл
противотяги, узлов соединения с соседними отсеками, герметизи-
рующих элементов, заряда.

В случае применения корпуса типа кокона в оболочке предусматриваются металлические фланцы, вмонтированные при изготов-
лении кокона. Фланцы необходимы для крепления сопла, установ-
ки воспламенительного устройства и сопл противотяги. Сопло
с профилированной расширяющейся частью может быть частично
утоплено в камеру сгорания, имеет металлический силовой каркас,
защищенный набором деталей из термоэрозионностойких мате-
риалов (подробнее см. разд. 6.2).

Воспламенительное устройство не отличается от ранее рас-
смотренного, может снабжаться предохранительными элементами
для исключения случайного запуска двигателя, например, от по-
явления токов наведения в цепи пиропатронов.

Сопла противотяги вскрываются после подачи электрического
сигнала на срабатывание. Сигнал подается от программного ме-
ханизма после достижения ракетой заданных параметров. Сопла
противотяги могут располагаться на переднем и заднем днищах,
газоводе или обечайке. Общее требование к этим устройствам-
обеспечение одновременного вскрытия всех имеющихся на двига-
теле сопл. Суммарная площадь критического сечения сопл про-
тивотяги должна быть равна или больше площади критического
сечения основного сопла. При вскрытии сопл противотяги проис-
ходит резкое падение давления в камере сгорания, что приводит
к затуханию заряда. Если площадь основного сопла и сопл про-
тивотяги равны, то происходит уравновешивание тяги и противо-
сли же площадь сопл противотяги несколько больше пло-
щади основного сопла, происходит реверс тяги и отработавший
двигатель отбрасывается от ракеты.

В двигателе применяются высококалорийные смесевые топлива
(максимальное достигнутое в настоящее время значение 1
= 2925 м/с [171). 3м. с [171). Заряд из смесевых топлив обладает достаточной
эластичностью, поэтому при изменении температуры компенсация
линейных размеров заряда относительно корпуса происходит за
счет эластичности ЗКС и самого заряда. Кроме того, для снятия
напряжений в краевой зоне применяются устройства в виде ман-
жет, уса и кольцевых выточек.

**3. Основные параметры и особенности
конструкций РДТТ**

При проведении анализа технического задания на проектирование необходимо иметь данные о существующих ракетах с РДТТ и их основные
параметры . Это поможет конструктору более правильно оценить уровень совершен-
ные па-
ства вновь разрабатываемого двигателя. С этой целью приведем сведения о не-
которых двигателях ракет различных классов и их характеристиках.

Более подробно рассмотрим конструкцию твердотопливного двигателя
к воздушно-космической системе (ВКС) «Спейс Шаттл».

*Двигатель с вкладным зарядом, горящим по внутренним поверх-
ностям* (рис. 1.4), имеет следующую особенность: горение заряда
происходит по каналу заряда и горячие газы не имеют непосред-
ственного контакта со стенками камеры сгорания. Это дает возможность уменьшить толщину стенки, а следовательно, сократить
массу двигателя и увеличить время его работы. Увеличение вре-
мени происходит вследствие горения заряда только в радиальном
направлении изнутри к периферии. Корпус двигателя изготавливается металлическим с разъемом по максимальному внутреннему
размеру. На внутреннюю поверхность камеры сгорания наносится
теплозащитное покрытие (ТЗП). Оформление соплового блока и
воспламенительного устройства аналогично предыдущей конструк-
ции. Заряд — моноблочный с забронированной наружной поверх-
ностью, устанавливается в камере сгорания на кольцевые упоры
с гарантированным зазором в цилиндрической части. На задний
упор наклеено кольцо из плотной резины, которое предотвращает
течение газов вдоль наружной поверхности заряда. Передний упор
является одновременно и компенсатором термических расширений
заряда. Поэтому на упоре наклеивается кольцо из губчатой ре-
зины. Для возможности проникновения газов в зазор между кор-
пусом и зарядом делаются прорези в резиновом кольце компенса-
тора. Таким образом, в кольцевом зазоре образуется застойная
зона газов, выравнивающая давление внутри и снаружи заряда.

Упорные поверхности могут располагаться не только по торцам
заряда. Упор можно располагать в средней части заряда, для этого
в заряде делается специальное углубление. В этом случае достаточ-
но одного упора, однако конструкция заряда и двигателя значи-
тельно усложняется.

Если применяется заряд с торцевым горением, то крепление за-
ряда производится за тарель, соединенную с торцем заряда «Минитмен-3», 16М-30G — трехступенчатая межконтинентальная балли-
стическая ракета (МБР), запускается из шахты. Корпус двигателя первой сту-
пени выполнен из стали и имеет четыре поворотных сопла. Корпус второй сту-
пени изготовлен из титанового сплава и имеет одно фиксированное сопло. Упра-
вление вектором тяги производится впрыском фреона в закритическую часть
сопла. Корпус третьей ступени изготовлен из стеклопластика, имеет одно ча-
стично утопленное закрепленное сопло. Управление осуществляется впрыском
жидкости в закритическую часть.

N-Х **—** четырехступенчатая МБР с твердотопливными двигателями на
первых трех ступенях, четвертая ступень (жидкостная) предназначена для раз-
ведения разделяющейся боевой части.

«Поларис» А-3 — двухступенчатая ракета, предназначена для запуска
с подводной лодки в погруженном состоянии. Эта особенность эксплуатации
наложила ограничения на габаритные размеры ракеты. Корпуса обоих двигателей изготовлены из стеклопластика «Спираллой». Первая ступень имеет четыре поворотных сопла, газодинамическое управление второй ступени осуществляется впрыском фреона в сверхзвуковую часть сопла.

«Першинг-II» *NGN-31 —* двухступенчатая тактическая баллистическая ра-
кета с двигателями на твердом топливе. Корпуса двигателей на обеих ступенях выполнены из композиционного
материала КЕВЛАР. Из этого же материала изготовлены задние юбки двига-
телей. Заряд изготовлен из смесевого топлива с основой из полибутадиена с гидроксильной концевой группой. Управление на обеих ступенях комбинированное: аэродинамическое и га-
зодинамическое. На первой ступени установлено отклоняемое сопло с гибким
кремнийорганическим уплотнением, графитовой вставкой в критическом сече-
нии и расширяющимся раструбом из углеродистого фенопласта.

Сопло позволяет управлять тангажом и курсом. Аэродинамические поверх-
ности (две из четырех) служат для управления креном. Первая ступень имеет
длину 3,4 м, массу 3450 кг и массу топлива 3217 кг.

Вторая ступень управляется по тангажу и курсу отклоняемым соплом,
а по крену — аэродинамическими рулями, расположенными на головной части.
Длина второй ступени равна 2,4 м, масса — 2388 кг, масса топлива — 2181 кг.
Ступени после выгорания топлива отделяются взрывным устройством.

Приложение 2 содержит сведения о некоторых противокорабельных и противолодочных ракетах.

«Экзосет» М.38 *(AN.39)* SN.39/NN.40 — семейство французских противокорабельных ракет. Ракета М.38 — класса поверхность — поверхность, ракета
*AN.39 —* класса воздух — поверхность. Эти варианты имеют стартовый дви-
гатель на смесевом топливе, маршевый — на двухосновном топливе.

«Экзосет» ММ.40 — модификация ракеты класса поверхность — поверхность,
отличается усовершенствованным маршевым РДТТ, благодаря этому дальность
действия увеличена с 45 до 65 ... 70 км. На конечном участке траектории (=300 м)
полет ракеты происходит на малой высоте.

«Отомат» — ракета большой дальности действия, имеет ТРД и обладает
аэродинамическим качеством. Два стартовых РДТТ устанавливаются с двух
сторон корпуса между обтекателями. Длина РДТТ 1,6 м. Носовые части и сопла
отклонены относительно продольной оси ракеты.

«Саброк» UUN-44A выбрасывается из торпедного аппарата, примерно че-
рез 1 с включается РДТТ. Затем, после совершения маневра, ракета выходит
из-под воды и продолжает движение по воздушной траектории. После дости-
жения определенной скорости и высоты РДТТ отделяется от боевой части, ко-
торая входит в воду и подрывается на заданной глубине.

Современные ракеты для поражения бронетанковой техники запускаются
как со стационарных и подвижных пусковых установок, так и с переносных
индивидуального пользования. В' последние годы запуск противотанковых
управляемых ракет (ПТУР) стал осуществляться и с вертолетов, что значительно
расширило возможности этой техники (радиус действия и т. п.). Большую роль
в этом играет и способ наведения. Система наведения по лазерному лучу значительно повышает точность поражения. Широко используется способ передачи
команд по проводам. Двигательная установка, как правило, имеет один РДТТ
с двумя режимами работы — стартовым н маршевым. Предпочтительный способ
управления — газодинамический, так как обладает меньшей инерционностью
и высоким значением управляющего момента.

«Хот» — ракета совместной разработки Франции и ФРГ, применяется для
пуска с вертолетов н наземных транспортных средств, обладает большим радиу-
сом действия. Двигатель имеет два режима работы. Пуск производится из трубы
с помощью дополнительного газогенератора, обеспечивающего скорость на
выходе 75 м/с. Тяга газогенератора равна 5.10«Н, время работы 0,01 с.

«Милан» — легкая ракета средней дальности совместной разработки Фран-
ции и ФРГ. Ракета размещается в транспортно-пусковом стеклотекстолитовом
контейнере, кроме того оснащена оборудованием для пуска с прицелом и бло-
ком наведения, а также вспомогательным оборудованием. РДТТ имеет два
режима работы. Работа на первом режиме обеспечивает получение скорости до
130 м/с, на втором режиме — до 200 м/с.

TOW *BGN-71А —* ракета большой дальности действия, устанавливается
на транспортерах и вертолетах. Двигатель на твердом топливе имеет два ре-
жима работы. На стартовом режиме время работы составляет 0 05 с; на марше-
вом — 1,5 с.

ЯКАМ AGN-69A — ракета класса воздух — поверхность. РДТТ имеет два
режима работы. В настоящее время этот двигатель модернизируется и будет
заменен новым двигателем с более длительным сроком хранения и модифици-
рованным топливом (полибутадиен с гндроксильной концевой группой).

«Мейврнк» AGN-65 — тактическая ракета. Двигатель — РДТТ с двумя
режимами работы.

«Корморан» — ракета ФРГ. Силовая установка состоит из двух стартовых
и одного маршевого РДТТ фирмы SPNE. Стартовые ускорители располагаются
по обеим сторонам газовода маршевого двигателя. Заряд имеет канал в форме
звезды и изготовлен из двухосновного топлива. Масса заряда 2,75 и', тяга од-
ного двигателя 2,75 10«Н. В начальный момент два двигателя создают ускоре-
ние 9,2 g. Маршевый двигатель имеет заряд из двухосновного топлива с горе-
нием по торцу. Время работы 100 с, тяга ж0,285 104 Н. Двигатель поддержи-
вает полученную скорость, соответствующую М = 0,9.

Конструкцию крупногабаритного двигателя целесообразно рассматривать
на примере твердотопливной двигательной установки ВКС «Спейс Шаттл».
В установке использованы последние достижения двигателестроения, она со-
здавалась на базе отработанных стартовых ступеней SL-1, SL-2, SL-3 и нулевой ступени к ракете «Титан-ЗС». Особенностью конструкции основного двигателя является многократное его использование (до 20 раз) с реставрацией после
каждого пуска.

Первая ступень ВКС состоит из двух РДТТ, расположенных по обе сто-
роны внешнего бака для топливных компонентов жидкостной двигательной
установки второй ступени (рис. 1.7). Оба РДТТ идентичны и различаются лишь
системой крепления с баком (справа н слева). Каждый имеет восемь вспомога-
тельных твердотопливных двигателей системы разделения. Они располагаются
группами (по 4 шт.) в носовом и хвостовом отсеках основного РДТТ. Двигатели
первой ступени начинают работу совместно с )КРД второй ступени. На высоте
около 45 км РДТТ прекращают работу, отделяются от топливного бака и опу-
скаются на парашютах в океан. Затем корабли службы спасения подбирают па-
рашюты, носовой обтекатель и корпус РДТТ для их повторного использования
после восстановления .

Масса одного РДТТ — ускорителя составляет 583,6 т, масса топлива 502,6 т,
диаметр корпуса *3,7* м, длина 45,5м, стартовая тяга (на уровне моря) 11,86МН,
продолжительность работы 122 с, суммарный импульс тяги 1316 10' Н с, удель-
ный импульс 2480 м/с, максимальное давление в камере 6,2 МПа, среднее
давление 4,12 МПа. Длина РДТТ без передней юбки и головного обтекателя
равна 38,2 м. Корпус двигателя состоит нз 11 секций и включает пять различных
типов секций. На рис. 1.8 приведены размеры и характерные места для секции
каждого типа. Габаритные размеры секции выбраны так, чтобы исключить сварку.
При изготовлении применяются операции раскаткн поковок, термическая и
механическая обработка. В качестве материала корпуса используется сталь
D-6АС (oи = 13,7 МПа). Секции корпуса компонуются в четыре сборки: верх-
нюю, две средние и нижнюю (это необходимо для удобства снаряжения и транс-
портирования). Секции соединяются между собой с помощью стыкового узла
типа серьги (см. рнс. 1;8, поз. 2) при помощи штифтов диаметром 25,4 мм. На
каждый стык расходуется 180 штифтов. Снаряженные сборки в дальнейшем сты-
куются аналогично. На внутреннюю поверхность корпуса нанесено теплозащитное покрытие (ТЗП). РДТТ снабжается поворотным соплом с гибким шар-
ниром, который обеспечивает предельное отклонение -~8'. Сопло состоит из
неподвижной утоплеиной части, гибкого шарннра и подвижной расширяющейся
части. Для изготовления соплового блока используется сталь D-6АС, алюминиевый сплав 7075-Т73, фенопласты, армированные углеродной или кварцевой
тканью. Толщина фенопластовой изоляции выбирается такой, чтобы за все время
работы стальные детали не нагрелись выше 200'С, а детали из алюминиевого

сплава — выше 120 'С.

**4. ЭТАПЫ И ОРГАНИЗАЦИЯ РАЗРАБОТКИ РДТТ**

Стадии разработки конструкторской документации и
этапы выполнения работ на все виды изделий промышленности
устанавливают нормативные документы. Основные этапы разра-
ботки приведены в табл. 1.1 [191.

Разработка РДТТ является составной частью программы работ
по созданию ракетного комплекса (РК) или ракеты При этом двигатель (двигательная Установка) выступает как
часть определенного комплекса и в то же время как самостоятель-
но разрабатываемое изделие. Предварительные характеристики, отражающие основные параметры двигателя и его конструктив-
ный облик, определяются на этапе проведения научно-исследова-
тельских и поисковых работ по созданию РК или ракеты. Они
дают возможность определить основные направления проектирования -
с учетом возможности выполнения тактических задач,
последних достижений науки, техники, технологии и производ-
ства. Здесь же производятся предварительные экономические рас-
четы, позволяющие определить общие затраты на создание комплек-
са и его составных частей. Таким образом, уже на этой стадии
предварительно определяется схема двигательной установки, ее
приближенные энергетические характеристики, распределение
массы топлива по ступеням (или запас топлива в двигателе для
одноступенчатой ракеты), тяговые и временные характеристики,
максимально допустимая масса конструкции двигателя, технико-
экономические показатели.

Исходя из положений стандартов можно построить схему эта-
пов разработки РДТТ, которая показывает их взаимозависимость
(рис. 1.12) [30].

Этап формирования ТЗ является весьма важным. Он оказы-
вает влияние на технический уровень совершенства **РДТТ,** его
экономические показатели, сроки разработки и перспективность.

Исполнитель, получив ТЗ на разработку **РДТТ,** проводит ана-
лиз каждого пункта и получает представление о возможности и
способах его выполнения. Этапы технического задания, технических предложений и эс-
кизного проекта принято называть *проектированием.* Этапы про-
ектирования условно отделяют от этапов сферы материального производства.

Этап эскизного проекта РДТТ включает расчеты оптимальных
характеристик двигателя и выбор исходной конструктивной схе-
мы. Принятая схема двигателя подвергается подробному анализу
в различных условиях экстремальных нагружений. В соответ-
ствии с результатами анализа определяются конструкционные ма-
териалы для всех элементов двигателя. Далее проводится поде-
тальная разработка конструкций с учетом современных методов.
технологии производства. Значительный экономический эффект
получается при использовании стандартных, унифицированных,
заимствованных, покупных деталей и сборочных единиц. Важно
также не расширять ассортимент выбранных материалов, всемер-
но унифицировать их.

РДТТ является сравнительно простым объектом, поэтому этап
технического проекта обычно опускается (в табл. 1.L этот этап
не указан).

Этапы изготовления опытного образца, установочных серий,
установившегося серийного или массового производства относятся
к сфере изготовления изделий и технологической отработки.

На этапе изготовления и технологической отработки опытных
образцов РДТТпринимают непосредственное участие, наряду с кон структорами, основные службы опытного производства. Этот этап
важен тем, что здесь впервые материализуются и проверяются
в работе отдельные детали и узлы двигателя. Отрабатывается тех-
нологичность и прогрессивные методы изготовления каждой де-
тали и изделия в целом. Одновременно вносятся уточнения в кон-
стр укторскую документацию. Изготовленные опытные образцы подвергаются доводочным ис-
пытаниям по согласованной и утвержденной программе. Здесь
определяются параметры и начальный уровень надежности двига-
теля, а также соответствие их требованиям технического задания.
По результатам испытаний составляется отчет, корректируется
техническая документация. Если двигатель отвечает всем требова-
ниям ТЗ, то изготавливается по уточненной документации партия
РДТТ для проведения испытаний на соответствиеосновных харак-
теристик и параметров РДТТ заданным в ТЗ.

На всех этапах изготовления РДТТ вносятся уточнения в кон-
структорскую документацию с целью совершенствования кон-
струкции, унификации материалов, улучшения технологического
процесса и т. д.

**5. ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ
НА РАЗРАБОТКУ РДТТ**

Задание на разработку РДТТ является основным доку-
ментом, которым руководствуется конструктор при проведении
проектных и конструкторских работ (упрощенным вариантом ТЗ
в учебном заведении является задание на курсовой или дипломный
проект).

В техническом задании в определенной последовательности рас-
положены требования, которым должен отвечать изготовленный
РДТТ. В общем случае содержание ТЗ выглядит следующим об-
разом [30].

На *титульном листе* указывается точная формулировка и
индекс РДТТ или двигательной установки (ДУ РДТТ). Под ДУ
РДТТ понимается установка, состоящая из одного или несколь-.
ких РДТТ, рулевых приводов и вспомогательных устройств, обес-
печивающих их функционирование.

В разделе *общих технических требований* оговариваются усло-
вия хранения и эксплуатации ракеты.

Например: хранение может производиться на складе, на от-
крытой площадке или под навесом; в снаряженном или неснаря-
женном состоянии; в составе ракеты или отдельно от нее и т. д.
В эксплуатационных требованиях указывается температурный
диапазон применения, относительная влажность, наличие и ха-
рактер воздействия солнечной радиации и другие характеристики
окружающей среды; Срок сохранения эксплуатационных харак-
теристик определяется как сумма сроков: от момента выпуска
окончательно собранного РДТТ до его установки на ракете и времени нахождения РДТТ в составе ракеты. В этом разделе дается
укрупненное описание состава РДТТ, функциональные особен-
ности (режимы тяги, наличие органов управления вектором тяги,
число камер и др.), требования технологического характера (взаи-
мозаменяемость сборочных единиц в двигателе, двигателя — в ра-
кете, условия контроля мест стыковки их между собой и др.).
Требования к внешнему виду и габаритным размерам приводятся,
на прилагаемом к ТЗ чертеже наружного вида РДТТ.

Важными здесь являются требования по уровню надежности.
Они определяют число проводимых испытаний, а следовательно,
и затрат на подтверждение поставленных требований. Например,
если задан уровень надежности 0,9; 0,99 и 0,999 при доверитель-
ной вероятности 50 %, то теоретически требуется проведение соот-
ветственно 5; 69; 693 испытаний. На практике прямыми испытания-
ми подтверждается лишь начальный уровень надежности. Даль-
нейшее обоснование надежности ведется аналитическими методами
и специальными приемами, позволяющими снизить затраты и со-
кратить сроки. Сюда относится применение таких методов кон-
троля и измерений, которые сразу дают достоверные результаты:
моделирование (в том числе и математическое), использование ре-
зультатов испытаний аналогичных РДТТ.

В общий раздел включаются также специальные требования.
Например, условия сохранения взрывобезопасности или пожаро-
безопасности и другие при нештатных ситуациях (случайном па-
дении, механическом повреждении и т. д.); защита от биологиче-
ских.вредителей; нетоксичности при работе; обеспечению безопас-
ности пусковых установок и т. п. Для определения соответствия
РДТТ этим требованиям могут быть проведены специальные испы-
тания или систематизированы результаты накопленного опыта
аналогичных изделий в подобных условиях.

В разделе *требований к конструкции РДТТ* указываются но-
минальные значения и допустимые отклонения масс и габаритных
размеров двигателя, изменения по времени в процессе работы
РДТТ значений координат центра масс и величин моментов инер-
ции относительно осей координат *Х —* продольной и У, Z — по-
перечных, а также поля допустимых отклонений. В этом разделе
оговариваются конструктивные особенности (например, места и
способы соединения с пусковой установкой, подвод энергопита-
ния, наличие узлов крепления стабилизаторов и требования к ним,
расположение кабельных магистралей ракеты, места установки
датчиков давлений и т. д.).

**6. СВЕДЕНИЯ *О* ТВЕРДЫХ РАКЕТНЫХ ТОПЛИВАХ**

Применяемые в РДТТ топлива являются *унитарными
(многосоставными),* содержащими в своем составе горючие, окис-
лительные и другие компоненты.

По своей физической структуре твердые ракетные топлива
(ТРТ) делят на два класса: *гомогенные и гетерогенные.*

Гомогенные или нитроцеллюлозные топлива
Нитроцеллюлозное топливо (баллиститный порох)—
порох на основе нитратов целлюлозы, пластифицированных ни-
троэфирами или их смесями. Исходное вещество — целлюлоза
является сложным полимерным веществом. При обработке цел-
люлозы азотной кислотой образуются нитраты целлюлозы или
нитроклетчатка. Нитроклетчатка является унитарным топливом,
содержащим в своем составе атомы окислителя и горючего. Однако
самостоятельного значения как топливо нитраты целлюлозы не
имеют, так как горение этого вещества, спрессованного в топлив-
ные шашки, происходит неустойчиво, что объясняется пористо-
волокнистой структурой нитроклетчатки. Рыхлая структура ве-
щества способствует горению не только по поверхности, но и вну-
три многочисленных пор. При этом объемное горение переходит
в детонационное. Чтобы избежать детонационного горения путем
устранения пористо-волокнистой структуры нитроклетчатку же-
латинизируют растворителем. Для ракетных топлив применяют
труднолетучие растворители (нитроглицерин и нитродигликоль).
Эти вещества также являются энергоносителями, так как имеют
в своем составе атомы горючего и окислитель. Применять их в ка-
честве самостоятельного унитарного топлива в ракетном двигателе
также не представляется возможным из-за высокой чувствитель-
ности к механическим и термическим воздействиям. При обработке
нитратов целлюлозы нитроглицерином или нитродигликолем об-
разуется пластифицированная топливная масса, которую затем
можно прессовать в шашки различной конфигурации.

Нитроцеллюлозное топливо имеет две энергетические основы-
нитраты целлюлозы и растворитель-пластификатор в виде нитро-
глицерина или нитродигликоля. Отсюда появилось название-
*двухосновные топлива.* Состав нитроглицериновых топлив достаточ но сложен, так как помимо указанных веществ в них входят ком-
поненты, имеющие специальное назначение. К ним относятся
дополнительные растворители-пластификаторы, стабилизаторы го-
рения и стабилизаторы химической стойкости, технологические
добавки, катализаторы.

В настоящее время разработано большое количество рецептур
нитроцеллюлозных топлив. Несмотря на это весовые соотношения
компонентов топлива находятся в узких пределах. В табл. 2.1
и 2.2 приводятся эти величины [9, 22].

**Смесеные твердые топлива.**

[Смесевое твердое топливо (СТТ) представляет собой
многокомпонентную гетерогенную смесь окислителя, горючего-
связующего и различных добавок, способную к закономерному
горению без доступа кислорода извне с выделением значительного
количества энергии.

Состав СТТ менее сложен, чем у баллиститных порохов. Это
видно из табл. 2.3, где даны предельные значения изменения ком-
понентов по массе [9].

При разработке рецептур топлив имеется возможность исполь-
зовать более широкий круг исходных компонентов. Это позволяет
получать более высокие энергетические показатели, чем в нитро-
целлюлозных топливах.

В качестве окислителя в СТТ применяются соли минеральных
кислот. Наибольшее распространение в настоящее время получил
перхлорат аммония NH„CIO,. Это твердое вещество. Имеет невы-
сокую температуру разложения. При разложении выделяется
46 % свободного кислорода. В состав топлива NH,СIО, вводится
в тонкоизмельченном виде. С уменьшением зерна скорость горе-
ния увеличивается. В то же время более тонкий помол окисли-
теля повышает вязкость исходной топливной смеси, ухудшая тех-
нологические свойства.

Оптимальное (стехиометрическое) содержание перхлората ам-
мония в топливе должно составлять 88 %. В реальных топливах
во избежание резкого снижения механических свойств содержа-
ние окислителя редко превышает 80 %. Кроме того, с увеличением
содержания окислителя резко поднимается температура горения
топлива. При этом удельный импульс увеличивается незначительно.

Горючим в СТТ являются полимерные вещества. Они одновре-
менно выполняют роль связующего. Горючее-связующее должно
иметь высокую теплотворную способность, обладать хорошей свя-
зующей способностью и сохранять высокую эластичность в широ-
ком температурном интервале при достаточной механической
прочности. Такими веществами являются различные каучуки и
смолы. Горючего-связующего в состав топлива вводится примерно
15 ... 30 % от общей массы. По типу применяемого горючего-
связующего топлива разделяют на полисульфидные (тиокольные),
полибутадиеновые и полиуретановые. Полисульфидные каучуки
не нашли широкого применения вследствие низких энергетических
показателей и недостаточной механической прочности.

**Список используемой литературы:**

1.Фахрутдинов – “РДТТ”.

2.Волков – “Твердотопливные ракеты”

3.Волков – “История твердотопливных ракет”