

**ГБОУ Гимназия №1505**  
**«Московская городская педагогическая гимназия-лаборатория»**

**Реферат**  
**Принципы работы, конструкционные основы и**  
**перспективы твердотопливных и жидкостных ракетных**  
**двигателей.**

*автор: ученик 9 класса «Б»*  
*Шандалов Дмитрий*  
*Руководитель: Наумов А.Л.*

**Москва**  
**2014**

## СОДЕРЖАНИЕ

1. Введение .....	3
2. Глава 1. Импульс. Закон сохранения импульса. Реактивный двигатель. Удельный импульс. ....	4
3. Глава 2. Твердотельные и жидкостные ракетные двигатели.....	8
4. Заключение .....	13
5. Список Источников .....	14

## ВВЕДЕНИЕ

Несмотря на окончание холодной войны, и некоторую паузу в освоении космоса, ракеты как играли, так и продолжают играть существенную роль в развитии человечества, как в позитивном направлении, так и в негативном.

Уже не одно десятилетие не утихают споры об идеальной конструкции ракетного двигателя. Исторически, Россия отдала предпочтение жидкостным двигателям, тогда как США вкладывались в развитие твердого топлива. Тем не менее современные отечественные разработки включают, как ракеты на жидком топливе, так и на твердом, что лишний раз доказывает, что спор между различными типами двигателей еще далек от завершения.

Цель данной работы - ответить на вопрос: в чем существенное отличие жидкостных двигателей от твердотопливных. Для этого мы рассмотрим основные принципы, которые лежат в основе ракетостроения, а так же познакомимся с разными типами двигателей.

В соответствии с целью, работа разделена на две части.

Задачи: в первой главе будут рассмотрены такие понятия, как импульс, закон сохранения импульса, реактивное движение, а так же удельный импульс. Данный материал поможет нам в дальнейшем в сравнении двигателей разного типа.

Соответственно, во второй главе мы изучим и сравним ЖРД<sup>1</sup> и РДТТ<sup>2</sup>, а так же рассмотрим их применение в ракетах “Булава” и “Синева”.

Работа будет предназначена для широкого круга читателей, так как в ней будут описаны, как принципы работы химических ракетных двигателей, так и физические понятия связанные с данной темой.

---

<sup>1</sup> ЖРД- жидкостной ракетный двигатель.

<sup>2</sup> РДТТ-ракетный двигатель твердого топлива.

## ГЛАВА 1

### **Импульс. Закон сохранения импульса. Реактивный двигатель. Удельный импульс.**

В этой главе вы узнаете что такое импульс, удельный импульс, закон сохранения импульса, принцип реактивного движения, а также, что такое ракетный двигатель.

#### **1.1 Импульс**

“Импульс, механический, мера механического движения; представляет собой векторную величину, равную для материальной точки произведению массы  $m$  этой точки на её скорость  $v$  и направленную так же, как вектор скорости:  $p = mv$ ; то же, что Количество движения.”<sup>3</sup>

Следовательно, тело, имеющее наибольшую скорость и массу, будет имеет наибольший импульс.

#### **1.2 Закон сохранения импульса**

Закон сохранения импульса звучит следующим образом: Если векторная сумма внешних сил, действующих на систему, равна нулю, то импульс системы сохраняется, то есть не меняется со временем. При этом, закон сохранения импульса возможен только в замкнутой системе тел. Замкнутой называется система тел, взаимодействующих только друг с другом и не взаимодействующих с другими телами.

Рассмотрим пример из жизни, два бильярдных шарика сталкиваются, их суммарный импульс (остается неизменным).

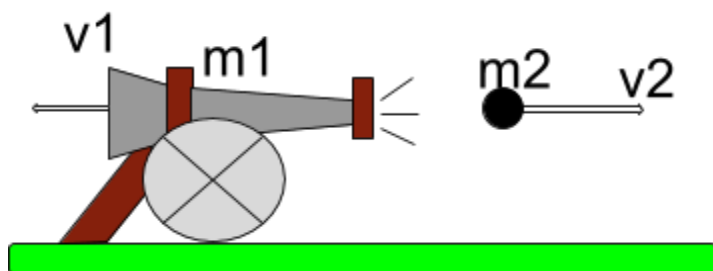
Каждый знает, что выстрел из пушки сопровождается отдачей (см. рис.1). Если бы масса ядра равнялась массе пушки, они бы разлетелись с одинаковой скоростью. Отдача происходит потому, что отбрасываемая масса ядра создаёт реактивную силу, благодаря которой может быть обеспечено движение как в воздухе, так и в безвоздушном пространстве. И чем больше масса и скорость вылетающего ядра, тем больше сила отдачи, чем сильнее реакция пушки, тем больше реактивная сила.

Согласно формуле ниже: масса пушки равна  $m_1$  а масса ядра равна  $m_2$ . Начальная скорость пушки равна  $V_1$ , а конечная скорость пушки равна  $V_1'$ , начальная скорость ядра равна  $V_2$ , конечная скорость ядра равна  $V_2'$ .

---

$$m_1 \vec{V}_1' + m_2 \vec{V}_2' = m_1 \vec{V}_1 + m_2 \vec{V}_2$$

<sup>3</sup> [1]



(рис 1)

Получается, что сумма конечных импульсов ядра и пушки равна сумме начальных импульсов ядра и пушки.

### 1.3 Реактивное движение

Теперь рассмотрим, что такое реактивное движение. Реактивный двигатель - это двигатель,

преобразующий химическую энергию топлива в кинетическую энергию газовой струи, при этом двигатель приобретает скорость в обратном направлении. На каких же принципах и физических законах основывается его действие?

Типичный пример реактивного движения - это движение кальмара в воде. Что бы двигаться кальмар выбрасывает из своего тела струи воды, что рождает отдачу, которая и позволяет ему двигаться.

### 1.4 Удельный импульс и сила тяги

Теперь рассмотрим, что такое удельный импульс. “Удельный импульс ракетного двигателя, — отношение тяги ракетного двигателя к секундному массовому расходу рабочего тела (производная от импульса тяги по расходуемой массе в данном интервале времени). Выражается в  $\text{H}(\cdot)/\text{кг} = \text{м/с}$ . На расчётном режиме работы двигателя совпадает со скоростью реактивной струи. Энергетический показатель эффективности двигателя.”<sup>4</sup>

Нам нужен способ описания эффективности ракеты. Удельный импульс и есть этот способ. Удельный импульс - количество времени, за которое 1кг топлива способен поддержать 9.8 Н тяги.

Тяга - сила, возникающая в результате взаимодействия двигательной установки с истекающей из сопла струей расширяющейся жидкости или газа, обладающей кинетической

<sup>4</sup> [1]

энергией

В основу возникновения реактивной тяги положен закон сохранения импульса.

Реактивная тяга обычно рассматривается как сила реакции отделяющихся частиц. Точкой приложения её считают центр истечения — центр среза сопла двигателя, а направление — противоположное вектору скорости истечения продуктов сгорания (или рабочего тела, в случае не химического двигателя).

Если у нас есть 2 ракеты, у одной из которых удельный импульс равен 3с, а у второй 300с. Какая из них эффективнее? Одна из ракет может поддержать тягу в 9.8Н в течение 3с, а другая поддерживает эту же тягу в течение 300с.

Как можно использовать удельный импульс в формулах?

$$F_{thrust} = (\Delta m / \Delta t) (I_{sp} * 9.8)$$

Сила тяги равна произведению отношения массы топлива,расходуемого ракетой, и времени, за которое оно расходуется, на удельный импульс.

Если у нас есть ракета,расходующая 100 кг топлива в секунду,с удельным импульсом 200 с,то сила тяги этой ракеты равна 20кН.

### 1.5 Формула Циолковского

“Основное уравнение движения ракеты; впервые опубликовано К. Э. Циолковским. По Ц. ф. определяется максимальная скорость, которую может получить одноступенчатая ракета в идеальном случае, когда её полёт происходит не только вне пределов атмосферы, но и вне пределов поля тяготения Земли. Циолковский считает начальную скорость ракеты равной нулю. Ц. ф. часто записывается в виде:

$$V_{max} = u \ln \frac{M_0}{M_k} = u \ln \left( 1 + \frac{M_T}{M_k} \right)$$

где  $u$  — скорость истечения продуктов сгорания из сопла ракетного двигателя;  $M_0$  — начальная (стартовая) масса ракеты;  $M_k$  — масса ракеты без топлива (в конце работы двигателя на активном участке траектории полёта ракеты);  $M_T$  — масса выгоревшего топлива. Отношение  $M_T/M_k$  — называется числом Циолковского. Ц. ф. можно пользоваться для приближённых оценок динамических характеристик полёта ракет и в тех случаях, когда

силы аэродинамического сопротивления и тяжести невелики по сравнению с реактивной силой. Циолковский обобщил формулу и для случая движения ракеты в однородном поле силы тяжести”.<sup>5</sup>

Пусть отношение начальной массы (веса) ракеты к массе (весу) в конце горения равно 10 и пусть относительная скорость отбрасываемых частиц равна 3000 метров в секунду, тогда максимальная скорость ракеты будет равна

$$V_{\max}=2,3*3000*1=6900\text{м/с}$$

“Ц. ф. даёт только верхнюю границу скорости ракеты. Действительная (реальная) конечная скорость всегда будет меньше вследствие неизбежных потерь на преодоление силы тяготения при подъёме ракеты на высоту, сил аэродинамического сопротивления и др. Ц. ф. можно использовать для анализа лётных характеристик многоступенчатых ракет.”<sup>6</sup>

---

<sup>5</sup> [1]

<sup>6</sup> [1]

## ГЛАВА 2

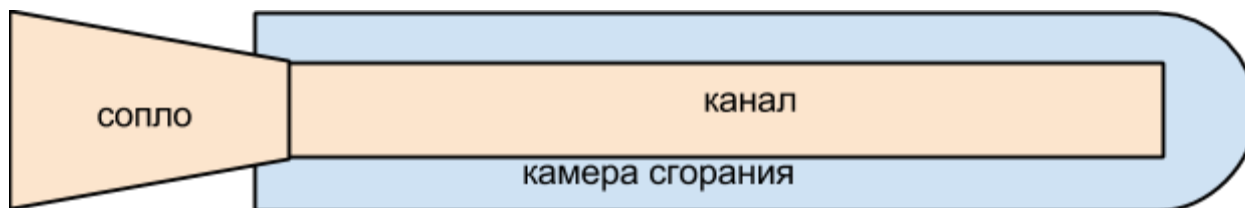
### Твердотельные и жидкостные ракетные двигатели.

В этой главе будет рассказано о конструкциях твердотельных и жидкостных ракетных двигателях, об их сходствах и различиях, о плюсах и минусах.

#### 2.1 конструкция РДТТ

Конструкция РДТТ проста, он состоит из корпуса (камеры сгорания) и реактивного сопла. Камера сгорания является основным несущим элементом двигателя и ракеты в целом. Материалом для его изготовления обычно служит сталь.

Сопло предназначено для разгона газов до определенной скорости и придания потоку требуемого направления. В корпусе находится топливо. Корпус двигателя обычно изготавливают из стали. Часть сопла, которая испытывает наибольшее напряжение, делается из графита, тугоплавких металлов и их сплавов, остальная часть — из стали, пластмасс, графита.



(рис.2)

Горючее в виде топливных зарядов помещается в камеру сгорания(см.рис.2). После старта горение продолжается до полного выгорания горючего, тяга изменяется по законам, обусловленным горением топлива, и практически не регулируется. Изменение тяги достигается использованием топлива с различными скоростями горения и выбором подходящей конфигурации заряда.

При помощи воспламенителя компоненты топлива разогреваются, между ними начинается химическая реакция окисления-восстановления, и топливо постепенно сгорает.



При этом образуется газ с высоким давлением и температурой. Давление раскаленных газов при помощи сопла превращается в реактивную тягу, которая по своей величине пропорциональна массе продуктов сгорания и скорости их вылета из сопла двигателя.

В современных твердотопливных двигателях большой мощности чаще всего применяют смесь перхлората аммония с алюминием и полиуретаном. Алюминий является основным источником тепловой энергии благодаря высокой теплотворности реакции окисления.

Однако ввиду высокой температуры кипения оксид алюминия не может быть газом в ракетном двигателе и не может совершать работы при расширении в сопле. Поэтому основным источником газообразных продуктов является полимерное связующее. Удельный импульс такого топлива около 250 секунд.

В военных применениях вместо перхлората аммония зачастую применяется динитрамид аммония, дающий больший удельный импульс. Однако он гораздо дороже и труднее в применении.

Энергетика твердого ракетного топлива для боевых баллистических ракет повышается добавкой октогена в топливо, это несколько ухудшает эксплуатационные свойства, но позволяет достичь требуемых характеристик при существенно меньшей стартовой массе ракеты

Твердые ракеты могут обеспечить высокую тягу при сравнительно низких затратах. По этой причине, РДТТ были использованы в качестве начальных(разгонных)этапов ракет(классический пример-Шаттл ), а менее массивное водородное топливо использовалось на более поздних ступенях . Кроме того, твердые ракеты имеют долгую историю как финальный ускоритель для спутников из-за их простоты, надежности и компактности.

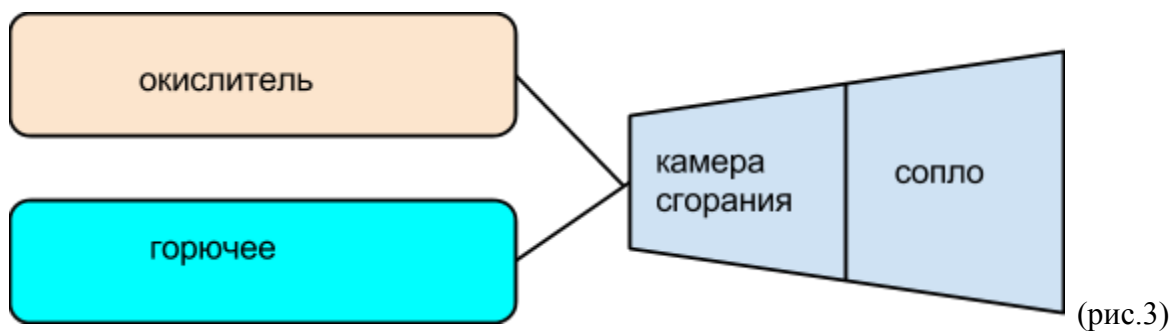
## **2.2 Преимущества и недостатки РДТТ**

Преимущества твердотопливных ракетных двигателей: простота конструкции и обслуживания, которая достигается отсутствием баков с окислителем и горючим. Топливо, используемое в РДТТ, не токсично. Так же это топливо-топливо длительного строения, что полезно в военных отраслях.

К недостаткам можно отнести низкий удельный импульс по сравнению ЖРД (270с), невозможность остановки работы двигателя после запуска и невозможность повторного запуска.

### 2.3 конструкция ЖРД

“ ЖРД состоит из камеры сгорания с соплом, систем подачи компонентов топлива (горючего и окислителя) органов регулирования, зажигания и вспомогательных агрегатов (теплообменников, смесителей и др.). Подача топлива в ЖРД может быть НПТ<sup>7</sup> или ВПТ<sup>8</sup>. Большинство камер сгорания охлаждается одним из компонентов топлива. Удельный импульс ЖРД с турбонасосным агрегатом достигает 335с для топлива кислород - керосин и 428с для топлива кислород - водород. Созданы ЖРД с тягой от долей Н (микроракетные двигатели) до неск. микроракетные двигатели (двигатели РН). Масса от неск. сотен г до 10 т. ЖРД - осн. двигатель совр. космонавтики. Их применяют в качестве основных (маршевых), корректирующих, тормозных, рулевых. Жидкостные ракетные микродвигатели могут быть стабилизирующими, ориентационными, индивидуальными.”<sup>9</sup> (См. рис.3)



### 2.4 преимущества и недостатки ЖРД

К преимуществам ЖРД можно отнести следующие: самый высокий удельный импульс в классе химических ракетных двигателей (свыше 4500 м/с для пары кислород — водород, для керосин — кислород — 3500 м/с).

<sup>7</sup> Насосная подача топлива — подача топлива с помощью насосов, приводимых обычно газовой турбиной.

<sup>8</sup> Вытеснительная подача топлива — подача его вытеснением из баков давлением газа.

<sup>9</sup> [1]

Управляемость по тяге: регулируя расход топлива, можно изменять величину тяги в большом диапазоне и полностью прекращать работу двигателя с последующим повторным запуском. Это необходимо при маневрировании аппарата в космическом пространстве. Весовое преимущество по сравнению с РДТТ.

Недостатки: ЖРД и ракета на его основе значительно более сложно устроены, и более дорогостоящи, чем эквивалентные по возможностям твердотопливные (несмотря на то, что 1 кг жидкого топлива в несколько раз дешевле твёрдого). Транспортировать жидкостную ракету необходимо с большими предосторожностями, а технология подготовки её к пуску более сложна, трудоемка и требует больше времени (особенно при использовании сжиженных газов в качестве компонентов топлива), поэтому для ракет военного назначения предпочтение в настоящее время оказывается твердотопливным двигателям ввиду их более высокой надёжности, мобильности и боеготовности.

Компоненты жидкого топлива в невесомости неуправляемо перемещаются в пространстве баков. Для их осаждения необходимо применять специальные меры, например, включать вспомогательные двигатели, работающие на твёрдом топливе или на газе.

## 2.5 Примеры ЖРД и РДТТ

Выше мы рассмотрели конструкции и принципы работы двух типов ракетных двигателей, теперь рассмотрим примеры из истории. В российской федерации существуют такие ракеты, как Синева(см.рис 5) и Булава(см.рис 4). Эти ракеты отличаются друг от друга как принципом работы, так и конструкцией. Ракета Булава работает на твердом топливе, а Синева использует жидкое топливо.

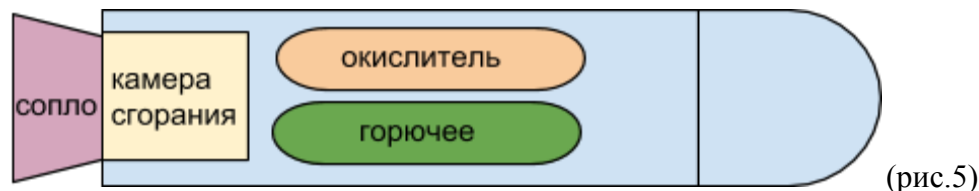
Начнем с рассмотрения ракеты Булава. На рис. 4 изображено схематическое строение этой ракеты. Как мы можем видеть, ракета булава имеет такое же строение как и любой РДТТ. Вся ракета представляет собой камеру сгорания и сопло.



(рис.4)

На примере ракеты Булава мы видим то, что РДТТ уступают жидкостным ракетам не только в их эффективности, но и в забрасываемом весе. Общий забрасываемый вес 1150 кг, а это значительно меньше чем у жидкостной ракеты Синева (до 2.8 т).

На рис.5 мы видим схематическое изображение ракеты Синева. Синева-баллистическая ракета подводных лодок третьего поколения. Так же как и другие ЖРД, Синева имеет баллоны с окислителем и горючим. Окислитель и горючее по каналам идут в камеру сгорания, а дальше выходят через сопло.



Химические ракетные двигатели- самые распространенные ракетные двигатели, но сейчас идет разработка и внедрение ядерных, электрических и плазменных ракетных двигателей.

В настоящий момент в России происходит смена ЖРД на РДТТ, а конкретнее, сейчас происходит внедрение ракеты “Булава-30”. Жидкостному же направлению определено дослуживать, то есть эксплуатировать стратегические средства, созданные еще в Советском Союзе, до окончания их технической годности.

Интересно, что согласно ряду экспертов, такое положение дел обусловлено не тактико-техническими характеристиками ракет, а политическими аспектами. Так, как уже было отмечено выше, забрасываемый вес, то есть масса боевой части ракеты, у современных РДТТ меньше, чем у ЖРД, помимо этого, удельный импульс таких ракет также ниже, что объясняется типом используемого топлива.

Одновременно с этим, следует отметить, что при выборе типа ракеты, военные часто ориентируются не только на численные характеристики, но и на экономические факторы. Так, сложность конструкции ЖРД приводит к увеличению стоимости строительства, содержания эксплуатации, что нередко играет решающую роль при выборе той или иной конструкции. Скажем, строительство / содержание одной “Булавы” обходится стране дешевле, чем ее аналога “Синева”. Все это свидетельствует о том, что при выборе “лучшего” двигателя и “лучшей” ракеты, вопрос нередко упирается в экономические, а не только физические аспекты, которые, впрочем, взаимосвязаны.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе мы хотели познакомить читателя с разными типами ракет, конкретнее, с ракетами на ЖТ и на ТТ. Сравнить их характеристики, принципы работы и сделать вывод в отношении того, какой из двигателей предпочтительнее в перспективе для России.

В результате анализа конструктивных особенностей данных типов ракет, было установлено, что каждая из них имеет свои преимущества и недостатки.

Так, ракеты на твердом топливе имеют более простую конструкцию и неприхотливы в эксплуатации. Помимо прочего, топливо используемое в данного типа двигателях менее токсично.

С другой стороны, ракеты на жидком топливе позволяют создавать более маневренные конструкции, что в конечном итоге приводит к повышению живучести ракеты, и ее неуязвимости для систем ПРО. Одновременно с этим, за усложнение конструкции приходится “платить”, и в первую очередь - стоимостью производства и содержания.

В рамках работы мы постарались сравнить два конкретных проекта на ЖДТ (“Булава”) и РДТТ (“Синева”) и посмотреть перспективы их использования в дальнейшем. Крайне интересным оказалось то, что физические особенности конструкции рассмотренные нами ранее (сложность конструкции / токсичность / маневренность / удельный импульс и тд) нашли свое прямое отражение и в реальности. Действительно ракеты “Булава” / “Синева” обладают достоинствами и недостатками отмеченными нами ранее, что лишний

раз подтверждает важность связи физики и техники. Однако, помимо чисто технических особенностей, нами было установлено, что на выбор того или иного военного изделия влияют так же политические и экономические аспекты. Так, для обороны страны нередко важно иметь много маломощных и не маневренных ракет, чем одну-две обладающие отменными характеристиками. Таким образом, выбор конкретного ракетного двигателя (“лучшего”) определяется физическими / политическими и экономическими особенностями в каждый конкретный период времени.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

### Русская литература

1. Большая Советская Энциклопедия. / А.А. Космодемьянский. - М.: Советская Энциклопедия - 1969. - 541с
2. Гундаров, Независимое военное обозрение/ В.Гундаров-2007. - 8 июня
3. Макаров, Тяжела ли наша “Булава”?/О.Макаров-2011. - 9 октября
4. Скоренко, Р - значит ракета/Т.Скоренко-2011. -23 апреля

### Английская литература

1. Physics for the IB diploma/Cambridge university press/К.А.Tsokos/2010.