

**ТВЕРДЫЕ РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА, ИХ ПРЕИМУЩЕСТВА И НЕДОСТАТКИ**

А.Р. Ибатуллин

tfpuss@gmail.com

SPIN-код: 2728-9069

Т.Г. Меликова

melikovatamara@gmail.com

SPIN-код: 8981-4396

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

**Аннотация**

Проведено детальное исследование преимуществ и недостатков, которыми обладают твердые ракетные топлива различных видов. Рассмотрены история ракетостроения, конструкция ракетных двигателей на основе твердого и жидкого топлив. Показаны достоинства и недостатки ракетных двигателей твердого топлива по сравнению с жидкостными ракетными двигателями. Выполнен сравнительный анализ совокупности качественных и количественных параметров, описывающих эксплуатационные свойства ракетных топлив. Области применения твердого ракетного топлива различных видов, ракетных двигателей твердого топлива и жидкостных ракетных двигателей определяются их сравнительными конструктивными, энергетическими, эксплуатационными, финансовыми и прочими характеристиками, описанными в данной работе.

**Ключевые слова**

Ракетостроение, космонавтика, ракетно-космическая техника, ракетные двигатели, конструкция двигателя, твердое ракетное топливо, двигатель на твердом топливе, состав ракетных топлив

Поступила в редакцию 25.01.2022

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021

**Введение.** В настоящее время ракетные двигатели на твердом топливе (РДТТ) широко распространены в современной космонавтике и удачно дополняют жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). В военной технике ЖРД применяют относительно редко, предпочитая РДТТ. В крупных ракетах-носителях, межконтинентальных баллистических ракетах и других ракетах, как правило, применяют РДТТ на основе смесевых топлив. Кроме того, смесевые твердые топлива используют в некоторых противокорабельных ракетах и зенитных управляемых ракетах.

*Цель работы* — исследовать преимущества и недостатки твердых ракетных топлив различных видов, рассмотреть достоинства и недостатки РДТТ по сравнению с ЖРД.

При исследовании были поставлены следующие задачи:

- 1) изучить, систематизировать и описать сведения о видах твердого ракетного топлива;
- 2) проанализировать и описать принципы работы твердотопливных и жидкостных ракетных двигателей;
- 3) выявить преимущества и недостатки различных видов твердого топлива, РДТТ по сравнению с ЖРД.

Обычно люди воспринимают ракеты как нечто современное, появившееся не так давно. Однако, углубившись в историю, можно убедиться, что простейшие прототипы ракет существовали еще сотни лет назад. Согласно историческим данным, первое подтвержденное упоминание о веществе, напоминающем порох, появилось в Китае около 808 г. н. э. [1, 2]. Вероятно, изобретение пороха было побочным продуктом экспериментов по созданию эликсира жизни. Первое зарегистрированное военное применение пороха датируется 904 г. н. э. В последующие века в Китае появилось различное пороховое оружие, такое как бомбы, огненные копья и ружья [3]. Описание летающих «огненных стрел», применявшихся китайцами, показывает, что эти стрелы уже можно было считать настоящими ракетами. От примитивных трубок из уплотненной бумаги, открытых только с заднего конца и заполненных горючим составом, прогресс дошел до того, что ныне двигатели на твердом топливе служат в качестве вспомогательных ступеней для ракет-носителей, как основные двигатели в баллистических ракетах и т. д.

*Актуальность работы* обусловлена тем, что в настоящее время твердотопливные двигатели широко используются в современной космонавтике [4, 5]. В данной работе предпринята попытка систематизировать и структурировать имеющиеся данные о различных видах твердого ракетного топлива, твердотопливных и жидкостных двигателей ракет. Выявлены и проанализированы преимущества и недостатки твердого ракетного топлива различных видов, а также РДТТ по сравнению с ЖРД.

*Методы исследования:*

- анализ литературных и интернет-источников;
- историографический;
- статистический.

*Объектами исследования* служат физические и химические законы, благодаря которым стал возможен запуск ракет в космос.

*Предметами исследования* являются твердое топливо, двигатели на данном виде топлива.

*Гипотеза исследования* состоит в том, что твердое топливо является более простым и практичным компонентом ракетных двигателей, чем, например, жидкое топливо.

*Теоретическая значимость* исследования заключается в определении роли твердого топлива в качестве основного или периферийного компонента двигателя ракеты.

*Практическая ценность* работы заключается в том, что она может быть использована для ознакомительного и досугового чтения.

**Твердое ракетное топливо.** Известно, что химическое ракетное топливо по агрегатному состоянию компонентов подразделяют на два основных вида: твердое и жидкое. Простейшие прототипы ракет на твердом топливе появились несколько сотен лет назад, тогда как о жидком топливе начали говорить намного позднее, уже в XX веке [6]. Так, о возможности использования жидкостей, в том числе жидких

водорода и кислорода, в качестве топлива для ракет указывал К.Э. Циолковский в статье «Исследование мировых пространств реактивными приборами», опубликованной в 1903 г. [7]. Первый работающий экспериментальный двигатель на жидком топливе построил американский изобретатель Роберт Годдард в 1926 г. — рис. 1 [6].

Между двумя указанными видами топлива можно заметить существенную разницу. Например, устройство ЖРД и ракеты на его основе устроены более сложно и стоят дороже, чем равносильные по возможностям твердотопливные [5]. Твердое ракетное топливо — твердое вещество или смесь отдельных веществ, способная гореть без доступа кислорода, выделяя при этом большое количество газа, нагретого до высокой температуры и используемого в качестве рабочего тела [8]. Твердое ракетное топливо можно разделить на несколько видов: дымный порох, карамельное, гомогенное и смесевое топлива [9, 10].



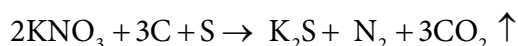
Рис. 1. Роберт Годдард рядом со своей ракетой, 1926 г. [6]



Рис. 2. Современный дымный порох российского производства

*Дымный порох* — взрывчатое вещество, состоящее из нитрата калия, серы и древесного угля в пропорции 75 : 10 : 15 или близкой к ней — рис. 2 [11, 12].

Калийная селитра служит главной составляющей частью пороха и предназначена для создания при ее горении пороховых газов. Селитра является носителем кислорода, необходимого для горения пороха. Уголь служит для поджога селитры, при его горении воспламеняется селитра и выделяются продукты горения, что приводит к увеличению количества пороховых газов и силы их воздействия. Сера как быстро воспламеняющееся вещество предназначена для воспламенения всего порохового заряда, а также для придания зернам пороха твердости. Порох с серой обладают способностью лучше сохраняться на складах и не перетираться в пороховую мякоть при перевозках и изготовлении боеприпасов [12, 13]. При сгорании дымный порох дает густой и плотный бело-сизый дым:



Рассмотрим достоинства и недостатки твердого ракетного топлива данного вида. Дымный порох — одно из наиболее чувствительных к огню взрывчатых

веществ. С одной стороны, такое свойство пороха обуславливает повышение требований безопасности при обращении с ним, поскольку он может вспыхнуть даже от малейшей искры, образующейся при случайном ударе двух металлических предметов. С другой стороны, такое свойство облегчает его воспламенение в боеприпасах. Возможно, важнейшее достоинство дымного пороха — его долговечность. При соблюдении надлежащих условий он может сохранять свои свойства практически неограниченное время. Дымный порох весьма гигроскопичен. Он способен впитывать влагу из воздуха со скоростью 1 % в сутки. Когда его влажность превышает 3 %, он становится непригоден к использованию, поскольку воспламеняется с трудом, а при влажности около 15 % он совершенно теряет способность к воспламенению [12].

*Карамельное ракетное топливо* — твердое ракетное топливо, включающее в свой состав сахар и нитрат калия [10].



Рис. 3. Готовые шашки, наполненные карамельным топливом с различными добавками

Наиболее изученный и часто используемый состав — 65 % калийной селитры ( $\text{KNO}_3$ ) и 35 % сахара. Такой состав близок к оптимуму по достижимому удельному импульсу при небольших степенях расширения, характерных для модельных РДТТ. Удельный импульс — это характеристика эффективности ракетного двигателя, равная отношению количества движения, получаемого ракетным двигателем, к массе израсходованного рабочего тела.

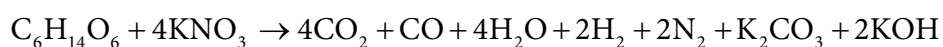
Формула приближенного расчета удельного импульса для реактивных двигателей на химическом топливе имеет следующий вид [14, 15]:

$$P_{\text{уд}} = \frac{P}{G} = \frac{w_a}{g_0} + \frac{S_a(p_a - p_h)}{mg_0},$$

где  $P$  — тяга;  $G$  — массовый расход топлива;  $w_a$  — скорость истечения газовой струи на срезе сопла;  $S_a$  — площадь выходного сечения сопла;  $p_a$  — давление в газовом потоке на срезе сопла;  $p_h$  — внешнее статическое давление, зависящее от высоты;  $m$  — масса заправленного топлива;  $g_0$  — ускорение силы тяжести у поверхности Земли.

Теоретический удельный импульс карамельного топлива на нитрате калия составляет 1501 м/с, а практически достижимый не превышает 1226 м/с, в то время как для смеси перхлората аммония с алюминием и каучуками, используемой в современных твердотопливных двигателях, удельный импульс может достигать 2453...2747 м/с [10].

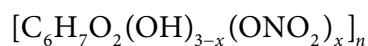
Проанализируем преимущества и недостатки топлива данного вида. Главный недостаток этого топлива — гигроскопичность. Хрупкость топлива также является недостатком, что сужает выбор конструкций РДТТ с его использованием. Исходное топливо малотоксично, но продукты его горения могут раздражать слизистые и органы дыхания, поскольку карбонат калия может вызвать химический ожог даже после остывания до комнатной температуры:



Из преимуществ карамельного топлива можно выделить простоту производства топлива, его низкую стоимость и продолжительный срок хранения.

В *гомогенном топливе* одни и те же молекулы могут играть одновременно роль горючего и окислителя [16]. Классическим примером топлив данного вида являются баллиститные твердые ракетные топлива. Среди гомогенных топлив наиболее распространены двухосновные топлива — твердые коллоидные растворы нитроцеллюлозы, обычно в нитроглицерине ( $\text{C}_3\text{H}_5\text{N}_3\text{O}_9$ ) [6, 17]. Нитроглицерин высокотоксичен, взрывоопасен (особенно опасны его пары), при втирании в кожу вызывает сильное и продолжительное отравление.

Общая формула нитроцеллюлозы имеет вид



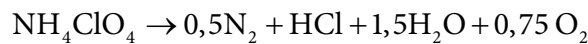
где  $x$  — степень замещения (этерификации);  $n$  — степень полимеризации.

К достоинствам гомогенного твердого топлива относят: низкую стоимость, хорошие механические характеристики, освоенность промышленностью, низкое содержание в продуктах горения твердых и конденсированных частиц. К их недостаткам относят: ограниченные возможности повышения удельного импульса, невозможность получения шашек большого размера (диаметром более 1 м), неустойчивость горения при низких давлениях и большую зависимость скорости горения от давления [6].

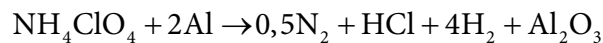
Под линейной скоростью горения твердого ракетного топлива понимают скорость перемещения поверхности горения вглубь заряда. Скорость горения топлива определяется его физико-химическими характеристиками, давлением в ракетной камере, скоростью газового потока, омывающего поверхность горения, начальной температурой заряда, а также перегрузками, действующими на заряд во время горения. Высокое содержание в продуктах сгорания твердого ракетного топлива твердых частиц снижает влияние давления на скорость горения. Для уменьшения влияния случайных перепадов давления и начальной температуры на скорость горения и колебания тяги, используют катализаторы

горения твердого ракетного топлива [18]. Чаще всего в роли катализаторов горения выступают минеральные или органические соединения переходных металлов: оксид железа, оксид хрома, бихромат свинца, оксид свинца, карбонат свинца и др.

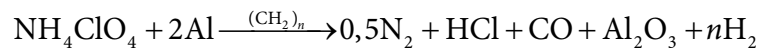
*Смесевые твердые топлива* состоят из смеси твердых горючего и окислителя. Существует большое количество различных смесей пригодных для ракетостроения [19]. Как правило, все они создаются вокруг небольшого количества эффективных твердых окислителей, которые комбинируют с разнообразными горючими веществами. Наиболее известными окислителями являются: перхлораты аммония ( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ ), лития ( $\text{LiClO}_4$ ), калия ( $\text{KClO}_4$ ); нитраты калия ( $\text{KNO}_3$ ), аммония ( $\text{NH}_4\text{NO}_3$ ) и др. Вид уравнения разложения перхлората аммония определяется тем, сгорает ли он в чистом виде



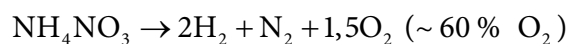
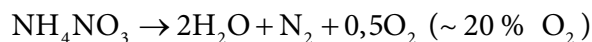
в смеси с алюминием



или алюминием и углеводородным связующим



Нитрат аммония является окислителем, содержащим в своем составе больше кислорода, чем необходимо для полного окисления входящего в его состав водорода. Этот дополнительный кислород при взрыве смеси селитры с горючими веществами окисляет их, чем значительно увеличивает выделяющееся количество теплоты и объем выделяемых газов и сильно сказывается на увеличении скорости детонации и работоспособности. Разложение нитрата аммония может дать от 20 до 60 % кислорода в зависимости от схемы реакции:



Динитрамид аммония ( $\text{NH}_4\text{N}(\text{NO}_2)_2$ ) является сильным окислителем и имеет высокий удельный импульс, это позволяет использовать его в составе твердых ракетных топлив для верхних ступеней боевых межконтинентальных баллистических ракет и разгонных блоков космических аппаратов.

Итак, были рассмотрены четыре основных вида твердого ракетного топлива, подробно описаны преимущества и недостатки каждого из видов. Выбор того или иного вида твердого ракетного топлива зависит от многих факторов. Идеального топлива нет, у каждого есть свои плюсы и минусы. На выбор топлива могут влиять такие факторы, как удельный импульс топлива, скорость его горе-

ния, функция зависимости скорости горения от давления, стоимость, безопасность и технологичность изготовления.

**Ракетные двигатели.** Как упоминалось ранее, существуют ракетные двигатели на твёрдом топливе и на жидком. Особенность РДТТ [4, 6] заключается в том, что весь запас топлива размещается непосредственно в камере сгорания двигателя (рис. 4). Ценным достоинством ракетных двигателей на твердых топливах считается способность длительно храниться в состоянии боевой готовности. Это очень важно для военных целей, поскольку обеспечивает хранение двигателей в снаряженном состоянии.

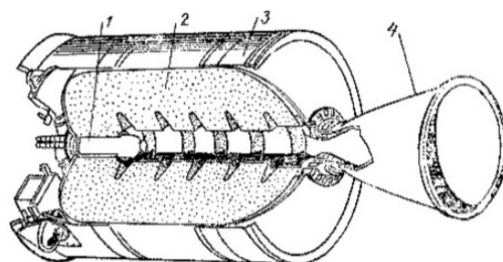


Рис. 4. РДТТ в разрезе [1]:

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

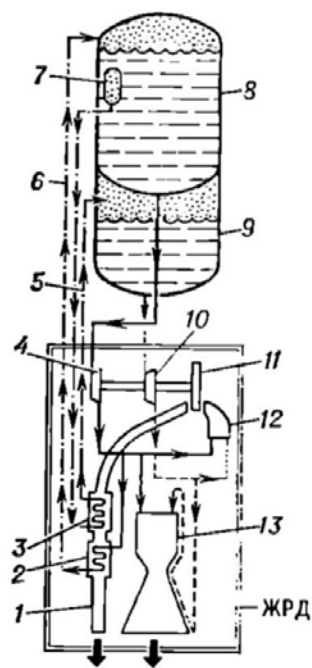


Рис. 5. Схема ЖРД с насосной подачей топлива в составе двигательной установки:

1 — выпускной патрубок газовой турбины; 2 — теплообменник — испаритель жидкого окислителя; 3 — насос окислителя; 4, 5, 6 — газопроводы наддува баков; 7 — баллон сжатого газа; 8 — бак жидкого окислителя; 9 — бак жидкого горючего; 10 — насос горючего; 11 — газовая турбина; 12 — газогенератор; 13 — камера

В ЖРД [5, 6] превращение топлива в реактивную газовую струю, создающую тягу, происходит в камере (рис. 5). Используются как двухкомпонентные ракетные топлива, состоящие из окислителя и горючего и хранящихся в отдельных

баках, так и однокомпонентные. Основными проблемами при создании ЖРД являются:

- рациональный выбор топлива, удовлетворяющего энергетическим требованиям и условиям эксплуатации;
- организация рабочего процесса для достижения расчетного удельного импульса;
- обеспечение устойчивой работы на заданных режимах, без развитых низко- и высокочастотных колебаний давления, вызывающих разрушительные вибрации двигателя;
- охлаждение ракетного двигателя, подверженного воздействию агрессивных продуктов сгорания при весьма высокой температуре (до 5000 К) и давлении до многих десятков мегапаскалей;
- подача топлива при давлении, достигающем до многих десятков мегапаскалей, и расходе до нескольких тонн в секунду;
- обеспечение минимальной массы агрегатов и двигателя, работающих в весьма напряженных режимах;
- достижение высокой надежности и пр.

Рассмотрим преимущества и недостатки РДТТ по сравнению с жидкостными. Достоинствами твердотопливных ракет являются: небольшая стоимость, простота изготовления, эксплуатации и конструкции, отсутствие проблемы возможных утечек токсичного топлива, низкая пожароопасность, возможность длительного хранения и высокая надежность. В шахте или ангаре они могут храниться более 10 лет, поскольку там поддерживается определенный температурно-влажностный режим [17]. Хранить и перевозить ракеты с РДТТ можно в горизонтальном положении, ракеты с ЖРД всегда заправляют в вертикальном положении, заправленные ракеты никогда не хранят расположенными горизонтально. Недостатками РДТТ являются невысокий удельный импульс, одноразовость, ограниченное время работы, невозможность перезапуска двигателя, токсичность, остановка двигателя (отсечка тяги), сложность регулирования тяги двигателя по времени и направлению (дросселирование) по сравнению с ЖРД [14, 20].

Итак, были рассмотрены два основных вида ракетных двигателей, подробно описаны преимущества и недостатки каждого из видов ракетных двигателей. Разные виды ракетных двигателей, используемые на современных стратегических ракетах, имеют свои плюсы и минусы того или иного рода. Жидкостные и твердотопливные системы превосходят друг друга по одним параметрам, но проигрывают по другим. Как следствие, заказчикам и конструкторам приходится выбирать тип силовой установки в соответствии с имеющимися требованиями.

**Заключение.** Таким образом, в работе были рассмотрены четыре основных вида твердого ракетного топлива. Подробно были описаны преимущества и недостатки каждого из видов. Выбор твердого топлива зависит от таких факторов, как удельный импульс топлива, скорость его горения, функция зависимости скорости горения от давления, стоимость, безопасность и технологичность из-



готовления. Были детально рассмотрены два вида ракетных двигателей. Подробно описаны плюсы и минусы ракетного двигателя, работающего на твердом топливе относительно жидкостного ракетного двигателя. Основную мысль можно выразить следующим образом: твердое ракетное топливо и двигатели на твердом топливе уместно применять в случае, когда для достижения цели необходимо что-то «среднее» по мощности, дешевое и простое. Так, твердыми ракетными двигателями оснащены боковые ускорители ракет в космических кораблях системы «шаттл», межконтинентальные баллистические ракеты, ускорители разделяющих ступеней и другие крупные ракеты-носители [4, 5]. Кроме этого, смесевые твердые топлива используют в некоторых противокорабельных ракетах и зенитных управляемых ракетах. В тех случаях, когда требуются большие значения тяги и обеспечиваются большие размеры двигателей, переход РДТТ дает заметный экономический эффект по сравнению с ЖРД [18]. Разные виды ракетных двигателей, используемые на современных стратегических ракетах, имеют свои плюсы и минусы того или иного рода. Как следствие, заказчикам и конструкторам приходится выбирать тип силовой установки в соответствии с имеющимися требованиями.

## Литература

- [1] Lorge P.A. The Asian military revolution. Cambridge University Press, 2008.
- [2] Needham J. Science and civilisation in China. Vol. 5. Part 7. Military technology. The gunpowder epic. Cambridge University Press, 1986.
- [3] Tonio A. The gunpowder age. Princeton University Press, 2017.
- [4] Назаров Г.А., Прищепа В.И. Космические твердотопливные двигатели. М., Знание, 1980.
- [5] Бычков В.Н., Назаров Г.А., Прищепа В.И. Космические жидкостно-ракетные двигатели. М., Знание, 1976.
- [6] Глушко В.П., ред. Космонавтика. М., Советская энциклопедия, 1985.
- [7] Циолковский К.Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами. М., Машиностроение, 1977.
- [8] Шуев А.С., Щурин К.В. Твердые ракетные топлива, их характеристики и перспективы использования. *Ресурсам области – эффективное использование. Сб. мат. XIX ежегод. науч. конф.* М., Научный консультант, 2015, с. 135–143.
- [9] Паушкин Я.М. Ракетные топлива. М., Мир, 1975.
- [10] [Осико С.М. Влияние дисперсной серы на характеристики сорбитового карамельного топлива. *Молодой ученый*, 2019, № 52, с. 54–56.
- [11] Бенда В.Н. Производство дымного пороха в Российской империи в XIX веке. *Преподаватель XXI век*, 2020, № 4-2, с. 290–302. DOI: <https://doi.org/10.31862/2073-9613-2020-4-290-302>
- [12] Шиллинг Н.А. Курс дымных порохов. М., ОборонГиз, 1940.
- [13] Разумов Г.Н., Михалкин В.М., Алексеева А.М., ред. Словарь ракетных и артиллерийских терминов. М., Воениздат, 1988.
- [14] Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. М., Машиностроение, 1989.

- [15] Михайлов М.Ю., Спиридонов В.В., Кротова Л.В. Методика расчета удельного импульса двигательных установок 14Д21, 14Д22, 14Д23 ракет космического назначения 14А14, 14А15. *Ракетно-космическая техника*, 2019, т. 1, с. 114–127.
- [16] Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе. М., Мир, 1990.
- [17] Штехер М.С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей. М., Машиностроение, 1976.
- [18] Хина А.Г., Сизов В.А. Влияние комбинированного катализатора на скорость горения топлив различной калорийности. *Успехи в химии и химической технологии*, 2019, т. 33, № 9, с. 102–104.
- [19] Цуцуран В.И., Петрухин Н.В, Гусев С.А. Военно-технический анализ состояния и перспективы развития ракетных топлив. М., Мин-во обороны РФ, 1999.
- [20] Васянина А.Ю., Тонких А.А., Антоновский Т.Н. и др. Влияние продуктов сгорания жидкого и твердого ракетного топлива на окружающую среду. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*, 2014, т. 1, № 10, с. 211–212.

**Ибатуллин Артур Ришатович** — студент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители», МГТУ им Н.Э. Баумана, Москва Российская Федерация.

**Меликова Тамара Гюршадовна** — студентка кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители», МГТУ им Н.Э. Баумана, Москва Российская Федерация.

**Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:**

Ибатуллин А.Р., Меликова Т.Г. Твердые ракетные топлива, их преимущества и недостатки. *Политехнический молодежный журнал*, 2022, № 02(67). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2022-02-768>

## SOLID PROPELLANTS, THEIR ADVANTAGES AND DISADVANTAGES

A.R. Ibatullin

tfpuss@gmail.com

SPIN-code: 2728-9069

T.G. Melikova

melikovatamara@gmail.com

SPIN-code: 8981-4396

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

---

### Abstract

*A detailed study of the advantages and disadvantages of various types of solid propellants has been carried out. The devices of rocket engines based on solid and liquid fuels are considered. The advantages and disadvantages of solid propellant rocket engines in comparison with liquid rocket engines are shown. A comparative analysis of the set of qualitative and quantitative parameters describing the operational properties of rocket fuels has been carried out. The areas of application of various types of solid rocket fuel, solid fuel rocket engines and liquid rocket engines are determined by their comparative design, energy, operational, financial and other characteristics described in this paper.*

### Keywords

*Rocket science, cosmonautics, rocket and space technology, history of rocket science, rocket engines, engine design, solid rocket fuel, solid fuel engine, composition of rocket fuels*

Received 25.01.2022

© Bauman Moscow State Technical University, 2021

---

### References

- [1] Lorge P.A. The Asian military revolution. Cambridge University Press, 2008.
- [2] Needham J. Science and civilisation in China. Vol. 5. Part 7. Military technology. The gunpowder epic. Cambridge University Press, 1986.
- [3] Tonio A. The gunpowder age. Princeton University Press, 2017.
- [4] Nazarov G.A., Prishchepa V.I. Kosmicheskie tverdotoplivnye dvigateli [Spacecraft solid engines]. Moscow, Znanie, 1980 (in Russ.).
- [5] Bychkov V.N., Nazarov G.A., Prishchepa V.I. Kosmicheskie zhidkostno-raketnye dvigateli [Spacecraft liquid engines]. Moscow, Znanie Publ., 1976 (in Russ.).
- [6] Glushko V.P., ed. Kosmonavtika [Cosmonautics]. Moscow, Sovetskaya entsiklopediya Publ., 1985 (in Russ.).
- [7] Tsiolkovskiy K.E. Issledovanie mirovykh prostranstv reaktivnymi priborami [Study on universal space using jet tools]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977 (in Russ.).
- [8] Shuev A.S., Shchurin K.V. [Solid rocket fuels, their characteristics and prospects of use]. *Resursam oblasti – effektivnoe ispol'zovanie. Sb. mat. XIX ezhegod. nauch. konf.* [Proc. XIX Ann. Sci. Conf. Effective Use to Area Resources]. Moscow, Nauchnyy konsul'tant Publ., 2015, pp. 135–143 (in Russ.).
- [9] Paushkin Ya.M. Raketnye topliva [Rocket fuels]. Moscow, Mir Publ., 1975 (in Russ.).
- [10] Osiko S.M. Effect of disperse sulfur on characteristics of sorbitol caramel fuel. *Molodoy uchenyy*, 2019, no. 52, pp. 54–56 (in Russ.).
- [11] Benda V.N. Production of smoke powder in the Russian empire in the XIX century. *Prepodavatel' XXI vek*, 2020, no. 4-2, pp. 290–302. DOI: <https://doi.org/10.31862/2073-9613-2020-4-290-302> (in Russ.).

- 
- [12] Shilling N.A. Kurs dymnykh porokhov [Course of cannon powders]. Moscow, OboronGiz Publ., 1940 (in Russ.).
- [13] Razumov G.N., Mikhalkin V.M., Alekseeva A.M., eds. Slovar' raketnykh i artilleriyskikh terminov [Vocabulary of rocket and artillery terms]. Moscow, Voenizdat Publ., 1988 (in Russ.).
- [14] Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. Teoriya raketnykh dvigateley [Theory of rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989 (in Russ.).
- [15] Mikhaylov M.Yu., Spiridonov V.V., Krotova L.V. Calculation method of specific impulse of 14E21, 14E22, 14E23 propulsion systems for 14A14, 14A15 launch vehicle. *Raketno-kosmicheskaya tekhnika*, 2019, vol. 1, pp. 114–127 (in Russ.).
- [16] Timnat I. Raketnye dvigateli na khimicheskoy toplive [Jet engines on chemical fuel]. Moscow, Mir Publ., 1990 (in Russ.).
- [17] Shtekher M.S. Topliva i rabochie tela raketnykh dvigateley [Fuels and working bodies of rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976 (in Russ.).
- [18] Khina A.G., Sizov V.A. Complex catalyst influence on the burning rate of the varied-calorie propellant. *Uspekhi v khimii i khimicheskoy tekhnologii*, 2019, vol. 33, no. 9, pp. 102–104 (in Russ.).
- [19] Tsutsuran V.I., Petrukhin N.V., Gusev S.A. Voenno-tekhnicheskii analiz sostoyaniya i perspektivy razvitiya raketnykh topliv [Military-technical analysis of state and development projects of rocket fuels]. Moscow, Min-vo oborony RF Publ., 1999 (in Russ.).
- [20] Vasyanina A.Yu., Tonkikh A.A., Antonovskiy T.N. et al. Effect of combustion products of solid and liquid rocket fuel on the environment. *Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavтики*, 2014, vol. 1, no. 10, pp. 211–212 (in Russ.).

**Ibatullin A.R.** — Student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Melikova T.G.** — Student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Please cite this article in English as:**

Ibatullin A.R., Melikova T.G. Solid propellants, their advantages and disadvantages. *Politekhnichestkiy molodezhnyy zhurnal* [Politechnical student journal], 2022, no. 02(67). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2022-02-768.html> (in Russ.).