

УДК 621.454.2

Савиных Алексей Александрович, студент кафедры двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Балтийский государственный Технический Университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург

Двойникова Екатерина Владимировна, студент кафедры двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Балтийский государственный Технический Университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург

Кутилин Артем Александрович, студент кафедры двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Балтийский государственный Технический Университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург

Чернов Кирилл Максимович, студент кафедры двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Балтийский государственный Технический Университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург

**ОЦЕНКА ПРИМЕНЯЕМЫХ ТОПЛИВНЫХ КОМПОНЕНТОВ В
ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ И
ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТЬ ВНЕДРЕНИЯ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ВИДОВ
ТОПЛИВ**

Аннотация. В статье рассматриваются топливные компоненты, активно применяемые в жидкостных ракетных двигателях. Цель работы – анализ целесообразности использования конкретных топливных компонентов на сегодняшний день. В процессе работы проводился анализ активноприменяемых компонентов в качестве топлива для жидкостных ракетных двигателей и рассмотрены альтернативные виды топлив. Также были установлен принцип выбора ракетного топлива и предъявляемые к ним требования. В результате работы были сделаны выводы о внедрении таких

компонентов как метан, озон, фтор, а также установлена область применения и варианты по устранению недостатков топливных пар азотный тетраоксид – несимметричный диметилгидразин и кислород – водород.

Annotation. The article discusses fuel components that are actively used in liquid rocket engines. The purpose of the work is to analyze the feasibility of using specific fuel components today. In the course of the work, an analysis of the components actively used as fuel for liquid rocket engines was conducted and alternative types of fuel were considered. The principle of choosing rocket fuel and the requirements for them were also established. As a result of the work, conclusions were made about the introduction of such components as methane, ozone, fluorine, and the scope of application and options for eliminating the shortcomings of nitrogen tetroxide - unsymmetrical dimethylhydrazine and oxygen - hydrogen fuel pairs were established.

Ключевые слова: топливо, топливная пара, жидкостный ракетный двигатель, экологичность, энергоэффективность, кислород, водород, азотный тетраоксид, несимметричный диметилгидразин, керосин, метан, пропан, озон, фтор.

Keywords: fuel, propellant vapor, liquid rocket engine, environmental friendliness, energy efficiency, oxygen, hydrogen, nitrogen tetroxide, unsymmetrical dimethylhydrazine, kerosene, methane, propane, ozone, fluorine.

Жидкостные ракетные двигатели получили активное развитие, начиная с середины прошлого века. С тех пор было предложено большое количество конструкций и интересных технических решений: открытые и закрытые схемы (без дожигания и с дожиганием генераторного газа соответственно), безгенераторные установки, вытеснительная и насосная система подачи (в том числе и внедрение в магистрали подачи дополнительно подкачивающих насосных агрегатов – бустерных насосов). Среди современных тенденций выделяются двигательные установки с электронасосными агрегатами,

турбогенераторами, а также идет активное внедрение 3D-печати в производство изделий.

Однако, несмотря на внедрение различных технических решений, основным критерием, определяющим возможности двигателя, как в энергетическом, так и в транспортно-эксплуатационном смысле, является выбор топливной пары. Таким образом, именно выбор компонентов топлива будет накладывать на нас основные ограничения по техническим характеристикам и конструктивным решениям в выборе арматуры двигателя.

Также в последние десятилетия остро встает вопрос об экологической составляющей используемых топливных компонентов, так как значительные выбросы в атмосферу могут приводить к существенным локальным загрязнениям. Нештатные же ситуации с последующими авариями так и вообще могут привести к неконтролируемым катастрофам.

Таким образом, в данной работе рассмотрим экологическую составляющую активно используемых топлив и перспективных компонентов для жидкостных ракетных двигательных установок на двухкомпонентном топливе. Однокомпонентные и многокомпонентные установки по причине значительно меньшей эксплуатации рассматриваться не будут.

1 Принцип выбора ракетных топлив и предъявляемые к ним требования

Выбор рабочих тел при разработке комплекса основывается на рассмотрении, сопоставлении и анализе их основных характеристик, которые могут быть разделены на четыре основные группы: энергетические, физико-химические, эксплуатационные, экономические.

К энергетическим характеристикам принято относить удельный импульс, плотность топлива и плотность составляющих его компонентов. В сочетании с удельным импульсом плотность топлива определяет габариты и массу ракеты.

При выборе топлив или их компонентов важную роль могут играть их физико-химические свойства. Например, для жидких компонентов важны

температуры плавления и кипения, давление насыщенных паров, коэффициент объемного расширения, температура разложения, вязкость, теплоемкость, теплопроводность, способность компонентов к воспламенению при запуске двигателя или его агрегата.

Современные ракетные топлива, в частности ракетные топлива, должны удовлетворять большому числу требований, определяемых назначением и условиями работы установок, в которых они применяются, возможностями производственной и сырьевой базы для производства рабочих тел, условиями их хранения, транспортировки, наличием персонала необходимой квалификации и рядом других факторов.

Согласно источникам [1] компоненты ракетного топлива должны иметь:

1. Наибольшую теплопроизводительность, для получения максимального удельного импульса;
2. Наибольшей плотностью, обеспечивающей минимальный объем баков ДУ;
3. Умеренную температуру сгорания (не более 4500К), с целью надежного охлаждения камеры сгорания и избежание прогара;
4. Максимальную скорость сгорания, которая обеспечит минимальный вес и объём камеры сгорания;
5. Минимальный период задержки воспламенения, что обеспечит плавный и надежный запуск двигателя;
6. Минимальной токсичностью и взрывоопасностью, высокой стабильностью и дешевизной (в производстве, логистике и утилизации).

В процессе работы двигателя топлива должны сохранять в заданных пределах свои физико-химические и механические свойства, обеспечивая стабильность параметров продуктов сгорания и высокую надежность двигателя. Например, компоненты, используемые для охлаждения, должны обладать высокой химической стойкостью к разложению и минимальной агрессивностью по отношению к материалам охлаждающих трактов КС.

Условия безопасной эксплуатации ракетных комплексов формулируют ряд требований к топливам. Прежде всего, необходимо, чтобы топлива (или компоненты топлив) имели возможно меньшую склонность к воспламенению, разложению, детонации, взрыву, изменению физико-химических и механических свойств в процессе эксплуатации при ударных, тепловых, световых или иных импульсных воздействиях. Предпочтительным является применение топлив с наименьшей токсичностью. В случае аварии может происходить загрязнение токсичными веществами стартовых позиций и прилегающих территорий. Для нижних ступеней существенным является требование низкой токсичности продуктов сгорания, выбрасываемых в окружающую среду.

С точки зрения сроков и условий хранения топлив и их компонентов (как в составе комплексов, так и отдельно от них), важными являются высокая стабильность в течение всего срока хранения физико-химических и механических свойств при изменяющихся внешних условиях: температуре и давлении окружающей среды, вибрациях. Для компонентов жидких топлив важное значение имеют низкая коррозионная активность по отношению к элементам конструкций, низкая температура застывания или загустевания (особенно для ракет, устанавливаемых на открытых позициях), высокая температура кипения и большая теплоемкость для компонентов, используемых в системах охлаждения.

Хорошие экономические показатели также являются неременным условием при выборе топлива для ракетного комплекса. Обязательным условием является наличие сырьевой базы и перерабатывающей промышленности, обеспечивающих потребности ракетной техники в выбираемом топливе. Желательно, чтобы топлива (компоненты топлив) могли находить применение в отраслях, не связанных с ракетной техникой, что может существенно расширить масштабы производств и одновременно снизить стоимость топлив. Низкая стоимость топлива желательна, однако

необходимо проводить оценку общей стоимости комплекса. Не исключено, что более дешевым будет вариант при более дорогом топливе.

При выборе топлива необходимо учитывать, что одновременное выполнение всех групп требований к ним невозможно. Поэтому предлагается следующая схема выбора [2]:

1. Определяется группа топлив, которая по своим физико-химическим и механическим свойствам обеспечивает выполнение эксплуатационных требований к двигательной установке;

2. Проводится оценка и сравнение энергетических характеристик, что часто позволяет уменьшить число рассматриваемых топлив;

3. Рассматривается возможность создания в установленные сроки надежной и эффективной двигательной установки и других элементов комплекса;

4. Для оставшихся топлив или их компонентов рассматриваются характеристики, определяющие безопасность эксплуатации комплекса;

5. Рассматриваются экономические показатели топлив.

Одновременное рассмотрение по пунктам 3–5 позволяет провести выбор того или иного топлива.

Таким образом, рассмотрим, согласно источнику [3] уже известные и широко используемые топливные пары: «керосин + кислород» (применяемой на РД-107, РД-0110, 11Д58, РД-180, РД-191, а также на американских Merlin 1D, F-1, RS-27A и китайских двигателях серии ТН), «кислород + водород» (применяемой на РД-0120, РД-0150, РД-0146, а также американских J-2, RS-25, TR-106), «АТ + НДМГ» - азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин (применяемой на 8Д44, РД-250, РД-253, РД-270). Помимо этого разберем:

- современную топливную пару «метан + кислород», которая активно внедряется вместо пары «керосин + кислород» и уже используется на РД-0169, РД-182, американских Raptor и Blue Engine 4, а также китайских двигателях серии TQ;

- перспективные топливные пары с окислителем на основе фтора: «фтор + аммиак», используемый на РД-301, и «фтор + водород»;

2 Активно используемые топливные компоненты

К активно применяемым топливным парам для ЖРД относятся:

1. Кислород – водород;
2. Кислород – керосин;
3. АТ (Азотный тетраоксид) – НДМГ (Несимметричный диметилгидразин).

Рассмотрим перечисленные компоненты по приведенным характеристикам в сводной таблице 1, составленной в соответствии с источниками [4, 5].

Таблица 1 - Характеристики активно применяемых компонентов топлива

Характеристика	Кислород	АТ	Водород	Керосин	НДМГ
Плотность, кг/м ³	1144	1441	70	820...850	786
Криогенный	Да	Нет	Да	Нет	Нет
Коррозионная активность	Низкая	Низкая	Низкая	Низкая	Низкая
Взрывоопасность	Высокая	Низкая	Очень высокая	Высокая	Низкая
Экологическая опасность	Безопасен	Высокая	Безопасен	Ограниченно опасен	Высокая
Химическая стабильность	Стабилен	Стабилен	Стабилен	Стабилен	Стабилен

Таким образом, уже по таблице 1 можно сделать выводы об основных недостатках и преимуществах каждого из компонентов. Однако также стоит отметить, что:

1. Из-за высокой упругости паров жидкий кислород хранится и транспортируется в теплоизолированных емкостях, имеющих обязательный дренаж (сброс паров) в атмосферу;

2. АТ имеет узкий температурный диапазон жидкого состояния (-11,2...21,15 °С), поэтому требует термостатирования;

3. Водород требует отвода и сжигания любых дренажей (утечек), по причине легкого воспламенения с кислородом или воздухом практически во всем диапазоне концентраций, а также без искрового исполнения электрооборудования и защиты от статического электричества;

4. Керосин и НДМГ склонны к коксообразованию при нагреве выше 500 К (конкретная температура коксообразования для керосинов зависит от химического состава), что ведет к ухудшению свойств теплообмена в тракте охлаждения и даже точечным прогарам стенок рубашки охлаждения;

5. Топливная пара АТ и НДМГ является самовоспламеняющейся.

Следовательно, на данный момент мы имеем пять активно применяемых компонентов, по которым можно сделать следующие выводы:

1. Кислород: хорошо отработанный эффективный ракетный окислитель, экологически чистый компонент [6], главными недостатками которого являются криогенность и пожаро- взрывоопасность, накладывающая определенные ограничения при хранении, транспортировке и эксплуатации;

2. АТ: также хорошо отработанный окислитель, самовоспламеняющийся с гидразинами, может долго храниться при принятии особых мер, но очень токсичен [6], из-за чего не рекомендуется к применению в атмосфере;

3. Водород: является самым эффективным горючим, с точки зрения энергетических характеристик, а также экологически безопасным компонентом [6], но при этом обладает рядом таких недостатков как пожаро- взрывоопасность, криогенность, а самое главное – низкая плотность, что обуславливает зачастую неоправданно большие габариты баков в случае применения в атмосфере;

4. Керосин: широко развитое высококипящее горючее, имеющее из минусов слабую токсичность [6] и коксообразование, при нагреве до определенных температур;

5. НДМГ: синтетическое горючее, являющееся очень токсичным [6] и склонным к разложению и коксообразованию, однако стабилен в хранении и самовоспламеняется с АТ, за счет чего и распространен до сих пор.

3 Альтернативные виды ракетного топлива

Теперь рассмотрим альтернативные виды ракетного топлива, их характеристики, преимущества и недостатки.

Для начала рассмотрим альтернативные виды горючих компонентов.

Первым на очереди идет метан, который является природным углеводородным горючим, слабокриогенен, с низкой коррозионной активностью и токсичностью. Метан считается экологически безопасным топливным компонентом.

Согласно источнику [7], удельный импульс у двигателя на СПГ высокий, но это преимущество нивелируется тем, что у метанового топлива меньшая плотность, поэтому в сумме получается незначительное энергетическое преимущество. Чтобы освободить полости двигателя, нужно только пройти цикл испарения — то есть двигатель легче освобождается от остатков продуктов. За счет этого метановое топливо более приемлемо с точки зрения создания двигателя многократного использования и летательного аппарата многократного применения. При некоторых режимах горения может разлагаться с выделением углерода в твердой фазе, что может привести к падению импульса из-за двухфазности течения и резкому ухудшению режима охлаждения в камере из-за отложения сажи на стенках КС.

Пропан также является природным углеводородом, который по эксплуатационным характеристикам аналогичен метану и отличается лишь незначительными физико-химическими параметрами.

К перспективным окислителям можно отнести фтор и озон.

Хотя фтор рассматривается в качестве компонента ракетного топлива уже не одно десятилетие в силу своих высоких энергетических характеристик, но применение массового за это время он так и не нашел по причине высокого вреда от его минусов. К минусам фтора относятся:

- очень высокая токсичность;
- высокая коррозионная активность;
- взрывоопасность при контакте с окисляющимися материалами;
- криогенен.

Таким образом, найти место применения на данном уровне развития технологий, так как его экологическая опасность не позволяет применять его в атмосфере, а запуски в космосе сложны в виду его коррозионной активности, не позволяющей длительно хранить компонент.

Также давно исследуемым и все еще перспективным является озон. Его повышенные энергетические характеристики в сравнении с кислородом, а также экологическая чистота являются очень соблазнительными для его внедрения в список применяемых компонентов ракетного топлива. Однако пока непреодолимым препятствием является химическая неустойчивость и взрывоопасность жидкого озона с разложением его на O и O₂, при котором возникает движущаяся со скоростью около 2 км/с детонационная волна и развивается разрушающее детонационное давление, что делает применение жидкого озона невозможным при нынешнем уровне техники.

Однако при сниженной концентрации озон можно добавлять в окислитель, с долей $\frac{1}{4}$ от общего объема, с целью увеличения температуры кипения окислителя. Использование не более 25% озона обусловлено его взрывоопасностью [8].

Сведем полученные сведения о перспективных топливах в таблицу 2.

Таблица 2 - Характеристики перспективных компонентов топлива

Характеристика	Метан	Пропан	Озон	Фтор
Плотность, кг/м ³	420	493	1350	1696

Криогенный	Да	Нет	Да	Да
Коррозионная активность	Низкая	Низкая	Низкая	Высокая
Взрывоопасность	Высокая	Высокая	Высокая	Высокая
Экологическая опасность	Низкая	Низкая	Низкая	Высокая
Химическая стабильность	Стабилен	Стабилен	Не стабилен	Стабилен

Также в контексте перспективных ракетных топлив стоит сказать о применении вышеупомянутого водорода и кислорода в шугообразном состоянии [8].

Применение жидкого кислорода и водорода в качестве компонентов топлива жидкостных ракетных двигателей позволяет значительно увеличить возможности средств выведения космических аппаратов и решить возникающие при этом экологические проблемы. Улучшение энергомассовых характеристик водородных и кислородных баков ракет-носителей достигается путем снижения температуры заправляемых компонентов или использовании шугообразных составляющих (смеси жидкого и мелкокристаллической твердой фазы). Переохлаждение жидкого водорода (охлаждение до температур ниже температуры кипения под атмосферным давлением) увеличивает массу заправляемого в баки топлива, уменьшает рабочее давление и потери от испарения.

Согласно источнику [4], для получения шуги достаточно переохладить водород на 0,7 градуса. В переохлажденном водороде происходит "старение" шуги, которое продолжается 15... 17 часов. При этом шуга, являющаяся вначале пористой и имеющая неправильную форму твердых частиц, уплотняется, и твердые частицы водорода приобретают шарообразную форму. Диаметр этих круглых частиц находится в пределах от 0,5 до 6 мм. Шуга не ухудшает текучести водорода, но в то же время и не приводит к повышению

теоретического удельного импульса тяги топлив на его основе. Плотность шугообразного водорода достигает 87 кг/м^3 , в то время как у жидкого водорода она составляет 70 кг/м^3 . Одновременно возрастает охлаждающая способность горючего.

Указанные два фактора позволяют улучшить характеристики летательного аппарата. Так, например, проведенные в США исследования показали, что использование шугообразного водорода в качестве горючего для воздушно-космического аппарата NASP позволяет за счет увеличения плотности на 16% и охлаждающей способности на 18% уменьшить стартовую массу аппарата на 30%. Потери шугообразного водорода из баков составляют 0,44% начального объема в час, в то время как для жидкого водорода они равны примерно 3% [4].

Заключение

По результатам проведенной работы, а также анализу энергетической эффективности топливных пар, проведенному в работе [3], мы можем сделать следующие выводы:

- замена топливной пары керосин и кислород на пару метан и кислород действительно целесообразна, так как с точки зрения энергетической и температурной составляющей они равноценны, но при этом метановое топливо имеет преимущества в экологичности, неограниченности запаса и стоимости;

- топливная пара АТ и НДМГ имеет наименьшие значения удельного импульса, однако по-прежнему востребованы в связи с важными качествами – самовоспламеняемостью топлива и продолжительным периодом хранения;

- очень эффективна пара кислород и водород – практически наибольший импульс при наименьшей температуре, что побуждает ученых находить новые решения по устранению их недостатков и расширять спектр их применения;

- топливные пары с фтором в качестве окислителя также очень перспективны, но высокая токсичность, коррозионная активность и

необходимость сложных схем охлаждения в камере сгорания в связи с максимальными температурами пока не дают этим топливным парам быть широко востребованными;

- использование озона в качестве концентрированной добавки, также является целесообразным, так как ведет к увеличению энергетических характеристик, без явного ухудшения других характеристик.

На сегодняшний день акцент в вопросе выбора топливных компонентов для двигательной установки постепенно переходит на экологическую и энергетическую сторону, поэтому новые разработки все чаще проектируются для «чистых» и энергоэффективных пар.

Список литературы

- 1 Сага о ракетных топливах // URL: <https://habr.com/ru/articles/401795//>
- 2 Левихин А.А., Юнаков Л.П. Рабочие тела и топлива ракетных двигателей: учебное пособие / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2015 – 78 с.
- 3 Савиных А.А., Грищенко Г.В., Марк М.А., Погорелов М.А., Скрыпкин К.А., Юрьев В.А. Сравнение топливных пар жидкостных ракетных двигателей по энергетическим и термическим характеристикам // Научный аспект. 2024. Т. 24. № 1. С. 3112-3124.
- 4 Егорычев В.С. Топлива химических ракетных двигателей: учеб. пособие / В.С. Егорычев, В.С. Кондрусев – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. - 72 с.
- 5 Левшенков А.И. Жидкие ракетные топлива: современное состояние, перспективы развития : учебное пособие / А. И. Левшенков, В. П. Синдицкий ; Министерство науки и высшего образования Российской Федерации, Российский химико-технологический университет им. Д. И. Менделеева. - Москва : Российский хим.-технологический ун-т им. Д. И. Менделеева, 2021. - 115 с.
- 6 Осико С.М. Экологические проблемы ракетно-космической деятельности: влияние ракетного топлива на состояние окружающей среды в

районах падения отработавших ступеней // Молодой ученый. 2020. № 23 (313). С. 482-485.

7 Осико С.М. Альтернативное ракетное топливо: жидкий метан как горючее и его преимущества // E-Scio. 2022. № 12 (75). С. 289-294.

8 Захаров И.С., Солдатов Д.С., Коваль С.Ю. Жидкое ракетное топливо: виды, характеристики, проблемы и перспективы развития // Фундаментальные и прикладные научные исследования: актуальные вопросы, достижения и инновации. сборник статей XLI Международной научно-практической конференции. Пенза, 2021. С. 34-36.