

*Ефимов М.В.,  
инженер-конструктор 3 категории сектора оснастки для мехобработки,  
контрольно-измерительной оснастки и инструмента отдела  
проектирования оснастки и инструмента  
АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко»*

*Россия, г. Химки*

*Палачёв П.М.,  
слесарь сборщик двигателей 4 разряда  
АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко»*

*Россия, г. Химки*

## **ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ОДНОКОМПОНЕНТНЫХ ХЛАДАГЕНТОВ В РАКЕТОСТРОЕНИИ**

***Аннотация:** нагрев жидкого топлива, используемого в качестве хладагента в ракетных двигателях, может при определённых условиях привести к нежелательным явлениям, таким как псевдокипение или ухудшение теплопередачи, что часто является проблемой для топлив, характеризующихся одновременно относительно низкими критическими давлением и температурой. В настоящей статье приведён обзор наиболее важных комбинаций топлив и окислителей, использующихся в качестве хладагентов в системе жидкостных ракетных двигателей.*

***Ключевые слова:** хладагент, топливо, окислитель, жидкостный ракетный двигатель, аэрокосмическая промышленность, ракетостроение.*

***Annotation:** heating the liquid fuel used as a refrigerant in rocket engines can, under certain conditions, lead to undesirable phenomena, such as pseudo-boiling or impaired heat transfer, which is often a problem for fuels characterized by both relatively low critical pressure and temperature. This paper gives an*

*overview of the most useful combinations of fuels and oxidizers employed as refrigerants in liquid-propellant rocket engines.*

**Key words:** *supercritical pressure coolant, fuel, oxidizer, liquid rocket engine, aerospace industry, rocket science.*

Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) одновременно содержат топливо, необходимое для движения, и окислители, необходимые для сгорания, чем они и отличаются от других двигателей, так как могут работать как в атмосфере Земли, так и в космосе, где отсутствует кислород [1, с. 182]. Одна из наисложнейших проблем, с которой сталкиваются инженеры-конструкторы при работе с ЖРД – проектирование эффективной и экономичной системы охлаждения.

В космическом пространстве не представляется возможным пополнение запасов из окружающей среды, ввиду чего можно рассчитывать исключительно на материал, уже имеющийся на борту, либо доставленный специально для целей охлаждения. Детально изучены были оба варианта. К примеру, в некоторых разработках в качестве охлаждающей жидкости использовалась вода с её уникальными природными свойствами.

Однако наиболее успешный и эффективный способ охлаждения ЖРД – использовать жидкость, уже имеющуюся на борту, планируя её экономичный расход. Несмотря на полезные свойства определённых охлаждающих жидкостей, к примеру, воды, успешно выполнять работу по охлаждению могут и многие другие жидкости, если учитывать их собственные свойства.

На борту большинства ракет с жидкостным топливом, по крайней мере тех, которые используются для пусковых ступеней, можно найти две жидкости, хранящиеся в жидкой фазе: топливо и окислитель, которые будут сжигаться для получения высокотемпературных газов, необходимых для эффективного движения ракеты. Таким образом, конструкция системы охлаждения будет основываться на выборе и использовании одного из видов

топлива (или обоих – в отдельных системах охлаждения) в качестве охлаждающей среды.

Такое использование также открыло возможность рекуперации энергии ионов продуктов сгорания, собранной хладагентом, путём её использования в качестве предварительного нагрева топлива, используемого для охлаждения. Данный аспект может иметь большое значение при проектировании системы двигателя, так как он является одним из возможных вариантов избежать введения специальных горелок или других сложных устройств для получения горячих газов.

Горячие газы необходимы для питания турбин, которые, в свою очередь, приводят в действие насосы, необходимые для подачи топлива под высоким давлением в основную камеру. Достижение высокого давления является одной из задач инженера-конструктора ракетной установки, так как позволяет снизить расход топлива на выработку заданного уровня тяги (высокий удельный импульс) и / или для повышения компактности двигателя (высокая плотность тяги). На основе этого сценария были разработаны ЖРД с детандерным циклом. Двигатели с детандерным циклом используют мощность, потребляемую охлаждающей жидкостью, обычно топливом, в системе охлаждения в качестве входной мощности для турбин. Таким образом, турбины могут обеспечивать достаточную мощность для насосов, которые, в свою очередь, обеспечивают механическую энергию для топлива и окислителя, затем подающихся в основную камеру под высоким давлением.

Резюмируя вышеизложенное, отметим, что следует различать две основные системы: (1) детандерные циклы, когда теплоноситель хотя бы частично отводится в турбине за пределы системы охлаждения; и (2) прочие циклы, в которых хладагент направляется в основную камеру сразу за системой охлаждения. Отсюда вытекают два противоположных требования. В первом случае для использования внутренней энергии требуется тепловая машина, а именно газовая турбина, поэтому хладагент, поступающий в

систему охлаждения в виде жидкости, должен выходить в газовой фазе, претерпевая при этом фазовый переход. Во втором случае, поскольку охлаждение более эффективно в жидкой фазе, требуется, как правило, избегать любого фазового перехода в системе охлаждения.

Рассмотрим виды топлив, наиболее подходящих для вышеуказанных сценариев. Несмотря на то, что был исследован чрезвычайно широкий диапазон возможных вариантов комбинаций топлив, лишь ограниченное их число представляет практический интерес. Наиболее важные комбинации включают водород, углеводороды и гидразины в качестве топлива, и кислород и оксиды азота в качестве окислителя.

Для успешно применяющихся в качестве компонентов топлива в ракетно-космической технике жидких кислорода и водорода, требуется создание стартовых систем, обеспечивающих их накопление, хранение, а также получение заданных параметров и заправку ступеней ракет, что привело к необходимости разработки нового высокоэффективного криогенного оборудования (к примеру, резервуаров, арматуры); выполнения широкомасштабных исследований рабочих процессов в жидкостных системах и совершенствования безопасной технологии их эксплуатации [2, с. 49].

В высокопроизводительных пусковых ступенях с насосным питанием условия работы двигателей обычно колеблются от 40-50 бар для разгонных ступеней до более 200 бар для ускорителей или первых ступеней. В соответствии с общими свойствами топлива, и учитывая, что давление хладагента в регенеративной системе охлаждения должно быть выше, чем давление в камере сгорания двигателя, чтобы обеспечить подачу топлива за пределы системы охлаждения, заключим, что в большинстве случаев хладагент будет находиться под сверхкритическим давлением с допущением, что охлаждающая жидкость в системе охлаждения будет работать под давлением, близком к критическому.

Как только будет достигнуто расчётное условие устойчивого состояния, водород постоянно будет находиться под сверхкритическим давлением, углеводороды и кислород будут находиться под сверхкритическим давлением для двигателей ускорителя / первой ступени, в то время как запасаемые топлива – к примеру, гидразины и оксиды азота, будут находиться под сверхкритическим давлением только при очень высоком давлении в двигателе. Следовательно, обычные значения давления охлаждающей жидкости на входе в систему охлаждения можно принять в диапазоне от 50 до 400 бар для двигателей с насосным питанием.

Для демонстрации различных состояний возможных хладагентов, рассмотрим два варианта. Первый: если хладагентом является водород, давление которого настолько велико, что его свойства будут плавно меняться от жидкоподобных к газообразным, а затем к идеальным газовым условиям. Второй: в случае с гидразином и высокоочищенной формой керосина (РП-1), несмотря на иное критическое давление, они вряд ли смогут превысить свою критическую температуру, поэтому, безусловно, будут вести себя как жидкие теплоносители.

Таким образом, при умеренном повышении температуры теплоносителя большинство топлив находится в жидкой или жидкоподобной фазе, за исключением водорода, метана и кислорода. Водород представляет собой особый случай – он газифицируется при небольшом повышении температуры, а при достижении псевдокритической температуры или температуры насыщения при давлении больше 13 бар будет происходить псевдофазовый переход. Метан и кислород ведут себя аналогично друг другу из-за близких значений критической температуры. Отметим, что для данных хладагентов даже небольшой нагрев доводит их до температуры, близкой к критической, с возможным возникновением фазового перехода или псевдофазового перехода при давлении более 50 бар [3, с. 105066].

Исходя из вышеизложенного, неудивительно, что исследования возможного возникновения псевдофазового перехода в каналах охлаждения ракетных установок привлекают всё больше внимания исследователей, как и использование метана в качестве ракетного топлива. Интерес к метану связан с его возможным применением в качестве более плотной и дешёвой замены водорода в ракетах-носителях. При входном давлении 120 бар и критически высоких температурах выделение данного вида топлива в охлаждающих каналах служит отличным аналогом токсичных запасных топлив. Метан был предложен для различных типов двигателей, в том числе использующих его в качестве хладагента в системах регенеративного охлаждения с последующим впрыском в камеру сгорания, и системах, основанных на детандерных циклах, использующих газообразный метан в качестве рабочего тела газовой турбины.

Следует отметить, что существуют также исследования, предусматривающие использование кислорода в качестве хладагента и, возможно, в качестве газа для турбин. Ранее окислители считались хладагентами только ввиду небольшого повышения температуры, меньшей эффективности хладагентов, чем топлива, а также ввиду опасений по поводу возникновения явлений окисления при нагревании.

Таким образом, с накоплением и применением новых знаний о свойствах материалов, исследователям открываются широкие возможности детального изучения некоторых ранее неосвещённых в науке вопросов, к примеру, в настоящее время рассматривается задача использования кислородного охлаждения в системах с детандерным циклом.

#### **Использованные источники:**

1. Сарычев С.С. Обзор энергетических материалов для твердотопливных ракетных двигателей // МНПК «Педагогика, образование, наука и технологии: проблемы и решения». – Москва, 28 февраля 2022. – С. 182.

2. Домашенко А.М. Стартовые системы заправки ракетно-космической техники криогенным топливом // ВНТК «Ракетные двигатели и энергетические установки». – Казань, 21-22 мая 2015. – С. 49.
3. Nasuti F., Pizzarelli M. Pseudo-boiling and heat transfer deterioration while heating supercritical liquid rocket engine propellants // The Journal of Supercritical Fluids. – 2020. – № 168. – С. 105066.