

УДК 629.7.454.2

К вопросу обеспечения безопасности отработки и эксплуатации двигательных установок РКС на криогенных компонентах топлива

А.Г. Галеев

Аннотация

В статье проведено обоснование применения методов и устройств для обеспечения безопасных условий проведения стендовых испытаний двигательных установок (ДУ) и их систем на высокоэффективной топливной паре жидкие кислород и водород. Рассмотрены вопросы безопасности отработки и эксплуатации ракетно-космических систем (РКС), показано преимущество применения восстановительной схемы дожигания генераторного газа в двигателях, работающих на сжиженном природном газе и жидком кислороде, с обоснованием схем, параметров и оптимальной кратности использования их в объектах многоразовых РКС.

Ключевые слова: двигательная установка; дожигание; безопасность; эксплуатация; аварийная ситуация; система.

Безопасность испытаний двигателей и их агрегатов, работающих на кислородно-водородном топливе, обеспечивается: применением различных методов, основанных на повышенных требованиях к герметичности систем, контроле опасных накоплений водорода, исключении контакта водорода с воздухом и кислородом в коммуникациях объекта испытания и испытательного стенда (ИС), применении систем продувок инертным газом (азотом или гелием) полостей насосов, газогенератора и камеры сгорания в процессе запуска и останова, контроле и дожигании водородных выбросов.

В начальной стадии работ с водородом ввиду его значительной взрыво – и пожароопасности не было единого мнения о целесообразности дожигания всех видов выбросов водорода. Так, фирма "Пратт-Уитни" (США) придерживалась мнения, что сжигание всего количества выбрасываемого водорода гарантирует полную безопасность испытаний, поэтому над всеми вентиляционными трубами сброса водорода ИС поддерживается пламя газообразного пропана. Фирма "Дуглас-Эркрафт" (США) считала достаточным выпускать газообразный водород в малых количествах через вертикальную трубу, находящуюся на значительном удалении от мест проведения испытаний, без его дожигания. В Российских стендах в процессе подготовки и проведения испытаний дожигаются выбросы водорода с расходами более 0,5 кг/с. При меньших расходах

водород отводится из технологических систем ИС и сбрасывается в атмосферу через дренажные выводы с азотными поддувами [1, 2].

Основные меры безопасности при стендовых испытаниях двигательной установки на кислородно-водородном топливе

Аварийные ситуации на ИС, связанные с взрывом смесей водорода с воздухом, сопровождались, как правило, значительными задержками их воспламенения. Это приводило к тому, что во взрывном процессе участвовало большое количество смеси. Поэтому для исключения возможности взрыва необходимо обеспечить воспламенение выброса с минимальным временем задержки от момента начала выброса.

При создании системы дожигания выбросов водорода необходимо выбрать тип поджигающего устройства (ПУ), метод зажигания и определить его параметры. Тип ПУ и метод зажигания выбираются исходя из условий проведения испытания: продолжительности и многократности включения - запуска двигателя. При этом должна быть обеспечена высокая надежность, безопасность и простота эксплуатации устройства.

Для воспламенения выбросов водорода из двигателя требуется источник поджигания с длиной факела не менее 0,3 м, при этом ПУ необходимо располагать у выходного сечения сопла. Температура самовоспламенения водородно-кислородной и водородно-воздушной смесей составляет соответственно 580 - 590⁰С и 410 - 630⁰С, минимальная энергия воспламенения - ~ 0,02 мДж [1, 2].

В случае расположения ПУ на расстоянии 2...2,5 м от сопла (из-за установки, например, дополнительного оборудования) необходим источник для поджигания с длиной факела 3...3,5 м. Температура факела ПУ для обеспечения надежного воспламенения должна быть не менее 1100 К.

В процессе испытания двигателей (агрегатов) для воспламенения выбросов водорода в основном использовались малогабаритные пирозапалы с временем горения 11 с, длиной и температурой факела до 1 м и 1100-1200 К соответственно. Основным недостатком указанных устройств является одноразовость действия. Для повторного включения ПУ необходимо произвести перезарядку (установку нового пирозапала), подключение и проверки цепей управления. В процессе длительных испытаний повторное воспламенение выбросов водорода при перерывах подачи может быть осуществлено пороховым ПУ за счет поддержания дежурного факела от сжигания малого расхода водорода, подаваемого через специальные насадки в зону смешения струи.

Рассмотренные устройства являются сложными в конструктивном исполнении, не экономичны и не обеспечивают постоянной готовности системы для включения в возможных аварийных ситуациях.

Факел большой протяженности (3...3,5 м) может быть получен от сжигания газов в струйной эжекторной горелке, в качестве рабочего тела которой целесообразно использовать основной компонент - водород. Учитывая большую продолжительность стендовых испытаний (до нескольких часов), расход водорода на горелку ПУ не должен превышать 0,02...0,05 кг/с, и необходимо обеспечить многократность включения. Поэтому в указанных горелках применен метод зажигания от электрической искры.

Расположение ПУ относительно сопла (зоны смешения) зависит от параметров устройства (длины факела), но воспламенение выбросов должно производиться непосредственно за выходным сечением сопла на начальном участке струи. Это обеспечивает участие минимального количества водорода в смеси при начальном воспламенении. В [2, 3] для обеспечения испытаний двигателей однократного и многократного включения исследованы различные устройства: ПУ с пороховым зарядом, ПУ эжекторного типа с электрозажиганием и ПУ двухкомпонентного типа с подачей водорода и воздуха от стендовых систем.

На рис. 1 и 2 для примера представлены схемы установки ПУ для воспламенения выбросов из сопла камеры сгорания и в полости выхлопного диффузора при испытаниях.

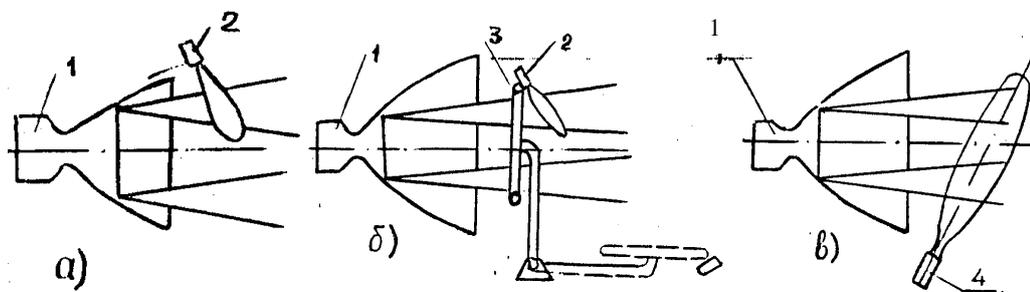


Рис. 1. Схемы установки ПУ для воспламенения выбросов:

а, б - однократного; *в* - многократного включения; *1* - камера; *2* - пирозапалы; *3* - кольцо со штативом; *4* - ПУ – многократного включения

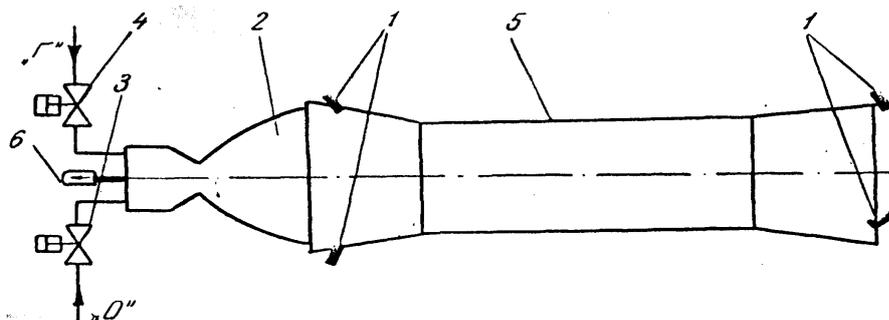


Рис. 2. Схема установки ПУ в выхлопным диффузоре:

1 - пирозапал; 2 - камера сгорания; 3, 4, - клапаны подачи компонентов в двигатель; 5 - выхлопной диффузор; 6 – тягоизмеритель

Выше были рассмотрены некоторые условия воспламенения смесей. Более опасным по своим последствиям является детонация (взрыв) водородных смесей при наличии источников инициирования. При этом опасность взрыва усугубляется тем, что пределы детонации находятся внутри области воспламенения (см. таблицу, где для сравнения приведены пределы воспламенения и детонации смесей водорода и метана с воздухом и кислородом).

Таблица

Пределы воспламенения и детонации топливных пар

Смесь топливной пары	Нижний предел, % H ₂ по объему		Верхний предел, % H ₂ по объему	
	воспламенения	детонации	воспламенения	детонации
H ₂ -O ₂	4,6	15	94	90
H ₂ -воздух	4,1	18,3	74,2	59
Метан-O ₂	5,6	15,0	61	60
Метан-воздух	5	6,3	15	13

Для возникновения детонации, помимо наличия горючей смеси, необходим соответствующий источник инициирования. В водородно-воздушных смесях, близких к стехиометрическим, ударные волны могут возникать и в свободном пространстве при наличии источника воспламенения. Поэтому в стендовых условиях выбросы водорода очень опасны и могут взрываться в смесях с кислородом (воздухом), так как на стенде всегда есть источники инициирования (струя двигателя, источники энергии и др.).

Тротиловые эквиваленты водородно-воздушных и водородно-кислородных смесей в стехиометрическом соотношении (C₃) составляют 10,4 и 13,3 кг ТНТ/кг H₂ соответственно. При этом необходимо учитывать, что избыточный водород в смеси не участвует во взрыве. Коэффициент участия водорода во взрыве (z) зависит от многих

факторов и определяется режимом смешения, при значениях чисел Рейнольдса значительно больше $Re_{кр}$ может достигать максимального значения: $z_{max} = 0,42$.

Величина ударной волны при взрыве на поверхности земли может быть оценена по формуле М.А. Садовского:

$$\Delta p = \left(\frac{1,06}{R} + \frac{4,3 \cdot \sqrt[3]{B}}{R^2} + \frac{14 \cdot \sqrt[3]{B^2}}{R^3} \right) \cdot \sqrt[3]{B}, \text{ бар}, \quad (1)$$

где Δp – давление во фронте ударной волны на расстоянии $\sim R$ (м) от центра взрыва; B – масса заряда тротила, определяемая соотношением $B = z \cdot C_3 \cdot m_{H_2}$; $C_3 = 10,4$ кг ТНТ/кг H_2 ; m_{H_2} – масса выброшенного водорода при аварийной ситуации.

Формула (1) справедлива для значений приведенного расстояния от центра взрыва

$$\bar{R} = \frac{R}{\sqrt[3]{B}} = 1 \div 15. \quad (2)$$

К наиболее опасным факторам при испытаниях водородно-кислородных ДУ следует отнести те, которые приводят к разгерметизации топливной системы, аварийному выбросу водорода и кислорода с последующей реализацией поражающих факторов в виде взрыва, пожара и разлетающихся осколков. Поэтому холодные и огневые испытания кислородно-водородных ДУ должны проводиться с выполнением специальных мероприятий по безопасности, предусматривающих выполнение определенных требований по системам ДУ, стенда и к проведению испытаний.

По двигательным установкам: на первые испытания ДУ выполняется с более упрочненными баками, двигатель отделяется от баков защитным устройством (плитой); двигатель до начала испытаний в составе ДУ должен иметь коэффициент надежности не ниже 0,98, подтвержденный при автономных испытаниях; агрегаты и системы ДУ должны быть испытаны автономно на натуральных компонентах; огневые испытания должны предшествовать холодным испытаниям ДУ для проверки совместного функционирования систем; в баках ДУ должны быть установлены разделительные клапаны по магистралям питания окислителя и горючего, клапаны аварийного слива компонентов из баков, дополнительные дренажно-предохранительные клапаны, системы дополнительного наддува баков; должно быть предусмотрено оснащение ДУ системами пожаровзрывопреждения (СПВП) и аварийной защиты (САЗ), осуществляющих контроль определенных параметров двигателя и ДУ и прекращение испытания при их отклонениях от заданных величин.

По системам стенда: контролируются опасные концентрации водорода и кислорода в отсеках стенда и ДУ; воспламеняются и дожигаются выбросы водорода из

сопла двигателя; отводятся дренажи водорода на стендовый дожигатель; блоки информационно-управляющих и измерительных систем выполняются в искрозащищенном исполнении; подаются азот в отсеки и огневой бокс стенда; максимально раскрываются проемы в стенах и крыше стенда; контролируются параметры и обеспечиваются парирование нештатных ситуаций (НШС).

По организации испытаний: обеспечиваются дистанционное проведение заправочных операций и испытания с укрытием персонала, участвующего в испытаниях, в бункере; полное удаление людей из опасной зоны в радиусе $R_{без}$; готовность служб пожарной и газоспасательной службы к ликвидации последствий аварийных ситуаций; ограничение продолжительности первого испытания и количества заправляемого в бак ДУ водорода, которое определяется исходя из расположения ИС и размерности двигателя.

При формировании решения о возможном количестве заправляемого водорода наиболее вероятным считается “мгновенное” развитие событий от разрушения баков “Г” и “О” до реализации взрыва в атмосфере стехиометрической смеси водорода и кислорода.

Применительно к стендовой отработке ДУ ракетных блоков, имеющих в топливных баках от 1 до 10 т жидкого водорода, в соответствии с моделью мгновенного развития событий проведены расчеты опасных зон для водородно-кислородной смеси с использованием соотношений (1) и (2). Результаты показаны на рис. 3 соответственно для разомкнутого (полностью открытого) рабочего объема стенда при коэффициенте использования водорода во взрыве $z = 0,02 \dots 0,1$ и для замкнутого рабочего объема при $z = 0,3 \dots 0,4$. При этих расчетах на ограниченном расстоянии от стенда допускалось избыточное давление во фронте ударной волны, равное 2 кПа, при котором реализуется вторая степень безопасности и возможно частичное разрушение (менее 20 %) остеклений зданий и сооружений [3, 4].

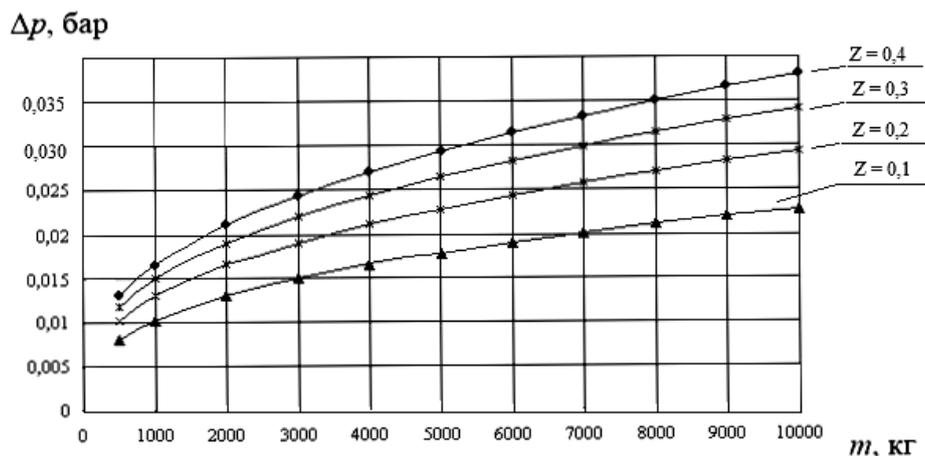


Рис. 3. Результаты расчета по формуле (1) избыточного давления во фронте ударной волны в зависимости от массы выброса водорода (m_{H_2}) и коэффициента участия его во взрыве (z) при допустимом расстоянии до жилого массива $R = 1100$ м

Так, межотраслевая экспертная комиссия по безопасности испытаний в 1991 г. на основании проведенных расчетов приняла решение о возможности проведения холодных и огневых испытаний ДУ разгонных блоков на стенде НИЦ РКП с заправкой топливного бака ДУ жидким водородом в количестве 2700 кг со степенью риска 10^{-4} (1 отказ на 10000 испытаний).

Следует обратить внимание на то, что расчеты проводились с использованием гипотетической модели развития аварийной ситуации, которые не учитывают динамику и кинетику процессов от начала разгерметизации до взрыва, а также уменьшение тротилового эквивалента при неполучении стехиометрической смеси. В то же время рассмотрение статистики аварий, произошедших по причине выброса водорода, показывает, что развитие событий имеет заметное время, позволяющее парировать развитие аварийной ситуации, а коэффициент использования водорода во взрыве z в большинстве случаев не превышает 0,1. Это показывает возможность проведения испытаний на стенде НИЦ РКП ДУ верхних ступеней ракет-носителей (РН) с заправкой топливного бака водородом (до 7000 кг) при выполнении дополнительного комплекса мер безопасности и парировании нештатных ситуаций, предусматривающих:

- сохранение иерархического принципа построения программ испытаний с постепенным их усложнением;
- внедрение диагностических методов контроля технического состояния двигателя после испытания для оценки остаточного ресурса его систем;
- внедрение датчиков контроля утечек водорода с инерционностью не более 1...2 с;

- оснащение САЗ двигателя высокочувствительными первичными преобразователями (датчиками), основанными, например, на контроле наиболее напряженных параметров криогенного двигателя, например, износа беговых дорожек узлов качения (подшипников) ТНА, температуры лопаток турбины и др.;

- оснащение САЗ двигателя каналами контроля виброперегрузок в наиболее теплонапряженных системах ДУ (ТНА и камера сгорания);

- применение активных средств флегматизации взрывоопасных смесей водорода с воздухом и кислородом в отсеках ДУ и стенда и др. [3, 4].

В частности, в работах Института структурной макрокинетики и проблем материаловедения РАН (ИСМАН) [5] были предложены высокоэффективные составы ингибиторов, которые позволяют регулировать закономерности горения и взрыва водородно-воздушных смесей (скорости горения, критических условий воспламенения, перехода горения в детонацию). В качестве эффективных ингибиторов применительно к горению смесей водорода в воздухе (и кислороде), содержащих более 10 % водорода, были предложены и испытаны олефиновые соединения, в частности пропилен. Для предотвращения детонации водородно-воздушных смесей, реально встречающихся на практике составов, достаточная концентрация предлагаемого ингибитора составляет ~ 3 % от замещаемого объема, а для прекращения процесса горения требуется несколько большее количество ингибитора (до 4 %).

Регулирование закономерностей горения и взрыва водородно-воздушных смесей в данном случае объясняется существованием механизма обрыва цепного процесса воспламенения при присутствии ингибитора, в дополнение к ранее применяемому чисто тепловому механизму процесса воспламенения смесей.

Таким образом, разработанный в ИСМАН подход использования активных присадок (ингибиторов) в СПВП открывает новые возможности для более безопасного проведения стендовых испытаний ступеней ракет с увеличенным количеством заправляемого жидкого водорода в топливный бак ДУ и рационального использования водорода в различных областях промышленности и техники [5].

Коэффициент охвата аварийных ситуаций, характеризующий способность современных САЗ обеспечивать выключение ЖРД до момента, когда двигатель начнет разрушаться, должен быть равным не менее 0,8, т. е. система должна парировать около 80 % потенциально возможных отказов в процессе проведения испытания [6].

Проблемы обеспечения надежности и повышения безопасности эксплуатации объектов РКС

Вопросы обеспечения надежности и безопасности эксплуатации объектов РКС очень актуальны для выполнения ракетно-космических программ, особенно пилотируемых. Надежность и безопасность эксплуатации объектов РКС зависит от многих факторов, основными из которых являются:

- заданная кратность использования элементов РКС;
- параметры, применяемые топлива и схемные решения по двигателям и ДУ.

В 1972 г. НАСА официально объявило о начале работ по созданию орбитального корабля (ОК) МТКС “Спейс-шаттл”. ОК с тремя маршевыми двигателями SSME был рассчитан на 55 полетов с межполетным регламентным обслуживанием и предназначался как универсальное средство для вывода полезных грузов на околоземную орбиту. Многократность использования космического корабля (КК) обещала уменьшить стоимость космических транспортных операций почти в 10 раз (правда, для этого требовалось несколько десятков полетов МТКС в год).

Проект обрел окончательный вид, который и был воплощен в жизнь, при этом система не стала полностью многоразовой. ОК выводился в космос двумя многоразовыми твердотопливными ускорителями (ТТУ), которые крепились по бокам подвешенного топливного бака. В момент старта одновременно начинают работать двигатели двух ТТУ и три маршевых двигателя SSME, которые используют кислородно-водородное топливо из подвешенного бака. На высоте 50 км ТТУ отделяются и на парашютах опускаются в океан, где их подбирает служба спасения. Затем отделяется пустой подвесной бак, который сгорает в плотных слоях атмосферы, и “Спейс-шаттл” выводился на орбиту. Приземляется орбитальный самолет на аэродром.

Слабым местом нового КК было отсутствие системы аварийного спасения. “Шаттл” не обеспечивал должный уровень безопасности экипажу при серьезной аварии во время взлета или посадки, и оказался самым небезопасным космическим кораблем за всю историю пилотируемой космонавтики, унесшим жизни 14 человек при авариях ОК “Челленджер” в 1986 г. и “Колумбия” в 2003 г.

Кроме того следует отметить, что при аварии ракеты-носителя во время вывода на орбиту ОК “Буран” мог автоматически отделиться и вернуться на Землю за счет автономной объединенной двигательной установки. Если нештатная ситуация произошла бы при приземлении, пилоты могли катапультироваться, на “Шаттле” такой возможности предусмотрено не было. За 30-летний период эксплуатации, начиная с первого полета

“Колумбии” (12 апреля 1981 г.), американские ОК (“Колумбия”, “Челленджер”, “Дискавери”, “Атлантис” и “Индевор”) совершили 135 полетов, рекордсменом при этом является “Дискавери”, который побывал в космосе 39 раз. ОК “Атлантис” 21 июля 2011 г. совершил последний полет к МКС и завершил эксплуатацию МТКС “Шаттл”. Это был 33-й полет “Атлантис” в космос, а для трех его маршевых двигателя SSME – 27-й полет.

Таким образом, ни один из перечисленных орбитальных кораблей и маршевых двигателей не выработал установленный проектный ресурс (55 полетов) из-за большой сложности и дороговизны программы полетов и межполетных регламентных работ. В итоге ожидаемого удешевления стоимости космических транспортных операций с использованием “челноков” не произошло, и после выполнения программы полетов “челноки” ушли на покой и заняли места в музеях США.

Рассмотрение современных многоразовых космических проектов по ОК и используемым маршевым двигателям показывает, что с учетом такого обобщенного показателя как “стоимость и безопасность создания и эксплуатации” оптимальным является 10-кратное использование РКС и создание менее напряженных двигателей.

Такие параметры, например, были заложены в проектах НАСА по созданию основных элементов спускаемого аппарата 6-местного КК “Орион” взамен “Шаттлу”. Технологически “Орион” является прямым наследником КК “Аполлон”, использующего приводнение на парашютах при возвращении на Землю.

В РКС США взамен высоконапряженным двигателям SSME (тяга 2090 кН, давление в камере $p_k = 23,0$ МПа) предусматривается использование, например, более дешевых кислородно-водородных двигателей повышенной надежности RS-68 (тяга 3400 кН, $p_k = 9,7$ МПа и удельный импульс тяги в вакууме 4059,2 м/с), J2X и др.

В отечественных перспективных разработках ракетно-космической техники предусматривается создание одноразовых средств выведения (РН легкого, среднего и тяжелого классов) и многоразовых ракетно-космических систем (МРКС) с использованием экологически чистых компонентов топлива:

- на первых ступенях кислородно-керосинового или кислородно-метанового топлива;
- на верхних и разгонных ступенях кислородно-водородного топлива.

На первых ступенях РН указанных классов рассматривается использование кислородно-керосиновых двигателей РД180 (тяга ~ 4000 кН) или РД191 (тяга ~ 1900 кН) разработки ОАО “НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко”.

Следует отметить, что в современных одноразовых средствах выведения, когда вопросы повторного применения ЖРД не являются определяющими, использование кислородно-керосинового топлива в ДУ первых ступеней характеризуется приемлемым уровнем экологической безопасности. При этом использование кислородно-керосиновых двигателей РД191 и РД180, выполненных с дожиганием окислительного генераторного газа (ДОГГ) и высокими параметрами ($p_k = 26$ МПа), абсолютно оправдано благодаря высокой экономичности указанных ЖРД и энергетической эффективности РКС.

Однако, их эксплуатация для МРКС с учетом комплексного показателя надежности, безопасности полетов и стоимости изготовления ЖРД становится проблематичным. Это связано с тем, что достижение требуемого уровня безопасности для ЖРД с ДОГГ сопряжено со значительными, порою не оправданными трудностями и затратами, прежде всего, потому, что закрытая схема с окислительным газогенератором имеет повышенную склонность к возгоранию. Кроме того, аварийные процессы в высокотемпературной кислой среде развиваются настолько быстро ($< 0,02...0,06$ с), что создание эффективной САЗ двигателя оказывается практически невозможным, способной своевременно, до взрыва отключить аварийный ЖРД. Защита от возгораний газовых трактов ЖРД с ДОГГ осуществляется за счет применения дорогостоящих специальных конструкционных материалов и технологически сложных теплозащитных покрытий.

В этом плане создание кислородно-метановых ЖРД представляет особый интерес для их использования в составе МРКС-1. Метан не ядовит, в отличие от керосина проливы сжиженного природного газа (СПГ) с содержанием метана не менее 95 % быстро испаряются, не нанося вреда окружающей среде. СПГ как ракетное горючее занимает промежуточное положение между водородом и керосином по своим физико-химическим свойствам. В сравнении с керосином метан обладает следующими преимуществами:

- стоимость сжиженного метана вдвое ниже стоимости керосина;
- прирост удельного импульса тяги ЖРД на кислородно-метановом топливе на 196 м/с больше, чем на кислородно-керосиновом топливе, а температура продуктов сгорания с кислородом снижается на 200°C при одинаковых внутрикамерных параметрах;
- сгорание метана с кислородом не вызывает сажеобразования, что позволяет использовать в схеме ЖРД дожигание восстановительного газогенераторного газа (ДВГГ);
- метан превосходит керосин по охлаждающим свойствам.

Недостатками метана в сравнении с керосином являются: более низкая температура кипения ($T_{\text{кип}}=111,5$ К) и меньшая плотность ($\rho = 424$ кг/м³).

Исследования, проведенные в [7], показывают, что к числу основных преимуществ применения кислородно-метановых ЖРД в составе МРКС относятся:

- обеспечение повышенного удельного импульса тяги (примерно на 196 м/с) при умеренно напряженных параметрах ($p_k=16...19$ МПа) по сравнению с кислородно-керосиновыми ЖРД с высоконапряженными параметрами (p_k до 26 МПа);

- более низкая температура газов перед турбиной (до 600 К), являющейся предпосылкой для создания многократного двигателя с большой кратностью применения;

- после останова двигателя остатки метанового топлива и жидкого кислорода газифицируются и удаляются полностью из магистралей двигателя и баков на баллистическом участке траектории полета возвращаемого ракетного блока (ВРБ);

- кислородно-метановые ЖРД с умеренно напряженными параметрами позволяют реализовать форсирование тяги (для горячего резервирования ЖРД);

- из-за отсутствия коксообразования при сгорании метанового горючего могут быть созданы высокоэффективные ЖРД с восстановительным газогенератором, аварийность которых в 4-8 раз ниже, чем у ЖРД, работающих по окислительной схеме. Время протекания аварии газового тракта (в двигателе с ДВГГ) до потери герметичности, как правило, составляет 0,1...0,5 с, что позволяет реализовать эффективную систему САЗ.

Таким образом, использование кислородно-метановых ЖРД на ВРБ позволяет выполнить требования по надежности и безопасности МРКС-1 в полном объеме.

С учетом существенного прироста энергомассовой эффективности средств выведения внедрение кислородно-водородного топлива, особенно на верхних ступенях РН и средствах межорбитальной транспортировки (разгонные блоки) не подлежит сомнению. Так, в блоках выведения одноразового применения второй ступени МРКС и в разгонном блоке РН "Ангара-А5" рассматриваются варианты применения кислородно-водородных двигателей типа РД0120 (тяга 1960 кН), связки двигателей РД0146 (тяга 400 кН) и РД0146Д (тяга 73,5 кН).

Библиография

1. Д.Ю. Гамбург, В.П. Семенов и др. Водород. Свойства, получение, хранение, транспортирование, применение. – М.: Химия, 1989.
2. Галеев А.Г. Методы повышения безопасности испытаний ракетных двигателей, связанные с выбросами водорода // Альтернативная энергетика и экология. 2005, №2.
3. Галеев А.Г. О проблеме отработки и обеспечения безопасности ракетных двигательных и энергетических установок на водородном топливе // Полет, 2009.
4. Бершадский В.А., Галеев А.Г. Стратегия уменьшения опасности стендовых испытаний ракетных двигательных установок // Авиакосмическая техника и технология, 2004, № 2.
5. Азатян В.В., Галеев А.Г. Эффективные методы химического управления воспламенением и детонацией газовых смесей водорода с воздухом и кислородом // Материалы II Всероссийской научно-технической конференции “Актуальные проблемы ракетно-космической техники”, г. Самара, 2011. с. 124-127.
6. А.Г. Галеев, К.П. Денисов, В.И. Ищенко и др.; Испытательные комплексы и экспериментальная отработка жидкостных ракетных двигателей, под ред. Н.Ф. Моисеева. – М.: Машиностроение / Машиностроение, Полет, 2012.
7. А.И. Кузин, В.С. Рачук, А.С. Коротеев, Б.И. Каторгин, И.А. Смирнов и др. Обоснование выбора компонентов ракетного топлива для двигательных установок первой ступени многоразовой ракетно-космической системы // Авиакосмическая техника и технология. 2010, №1, с. 19-55.

Сведения об авторе

Галеев Айвенго Гадыевич, главный научный сотрудник Федерального казенного предприятия “Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности”, д.т.н.

г. Пересвет, Московская область, тел.: (8-496) 546-34-75, e-mail: a.galeev@nic-rkp.ru