

Повышение экономичности кислородно-углеводородных жидкостных ракетных двигателей различного назначения путем внедрения промежуточного охладителя

© С.А. Орлин

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Проанализировано одно из новых направлений дальнейшего совершенствования схем маршевых жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), позволяющее значительно повысить их удельный импульс, надежность и эффективность средств выведения. Приведены результаты проработок новой схемы ЖРД для кислородно-углеводородных космических разгонных блоков типа ДМ с использованием для охлаждения камеры сгорания гелия высокого давления, циркулирующего по замкнутому контуру.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, охлаждение ЖРД гелием, замкнутый гелиевый контур для ЖРД, теплообменник гелий — жидкий кислород, турбокомпрессор замкнутого гелиевого контура ЖРД.

Одним из основных требований к маршевым жидкостным ракетным двигателям (ЖРД) является достижение максимально высокого удельного импульса тяги. Это требование оказывает влияние как на облик самого ЖРД (стремление получить максимально возможную для условий эксплуатации ЖРД степень геометрического расширения сопла камеры сгорания при компактности компоновки двигательных установок с ЖРД и ограничений, накладываемых на осевые габариты двигателей), так и на выбор топлива, используемого в двигателях.

Проведенный анализ условий эксплуатации ЖРД в составе двигательных установок нижних ступеней ракет-носителей различных классов и их верхних ступеней, а также космических разгонных блоков выявил существенное различие между этими двумя группами двигательных установок по требованиям, предъявляемым к ним, и приоритетности достижения тех или иных параметров ЖРД.

Комплексный анализ требований, предъявляемых к энергетическим, массовым, габаритным и эксплуатационным характеристикам двигателей космических разгонных блоков и самим разгонным блокам в целом показывает, что кислородно-углеводородное топливо занимает особую нишу в космических средствах выведения. Космические двигательные установки на нетоксичном кислородно-углеводородном

топливе превосходят двигательные установки на токсичных высококипящих компонентах по энергомассовым характеристикам и в то же время не оказывают отрицательного воздействия на экологию прилегающих к космодромам областей.

По сравнению с кислородно-водородными разгонными блоками аналогичные устройства на кислородно-углеводородном топливе несколько проигрывают по энергетическим характеристикам, однако значительно менее сложны в эксплуатации и не требуют создания дорогостоящей космодромной и промышленной инфраструктуры, которая необходима при использовании в качестве горючего жидкого водорода. Для некоторых ракетно-космических комплексов использование водорода в качестве горючего неприемлемо по соображениям безопасности.

Анализ эффективности использования в качестве горючего в кислородных разгонных блоках жидкого метана и других сжиженных природных газов (СПГ) показывает, что значительная доля ожидаемого прироста удельного импульса двигательной установки (около 20 с, из которых бóльшая часть достигается в результате отсутствия завес внутреннего охлаждения камеры сгорания благодаря хорошим охлаждающим свойствам СПГ), будет «съедена» из-за снижения плотности криогенного горючего и увеличения связанных с этим массовых затрат на конструкцию и теплоизоляцию топливного отсека разгонного блока. При этом для использования СПГ необходимо создать космодромную инфраструктуру, по стоимости и сложности сравнимую с инфраструктурой, требуемой для использования водорода, что ставит под вопрос целесообразность широкого внедрения СПГ не только в космические разгонные блоки, но и вообще в космическую технику, так как кислородно-водородное топливо значительно эффективнее, чем топливо кислород + СПГ.

В то же время кислородно-керосиновые ЖРД имеют широкие возможности для дальнейшего существенного повышения их удельного импульса при использовании вместо керосина некриогенных и нетоксичных высокоэффективных синтетических углеводородных горючих высокой плотности, что позволит наращивать энергетические возможности разгонных блоков без их переделки. Поскольку масса горючего в разгонном блоке мала по сравнению с массой топлива, содержащегося в баках ступеней ракеты-носителя, то, несмотря на более высокую стоимость синтетических углеводородных горючих, их использование оказывается выгодным с экономической точки зрения.

Таким образом, по целому ряду объективных, технических и экономических причин на существующих отечественных средствах выведения наиболее целесообразно использовать разгонные блоки с

двигательными установками на кислородно-керосиновом топливе или на топливе кислород + некриогенное и нетоксичное синтетическое углеводородное горючее высокой плотности.

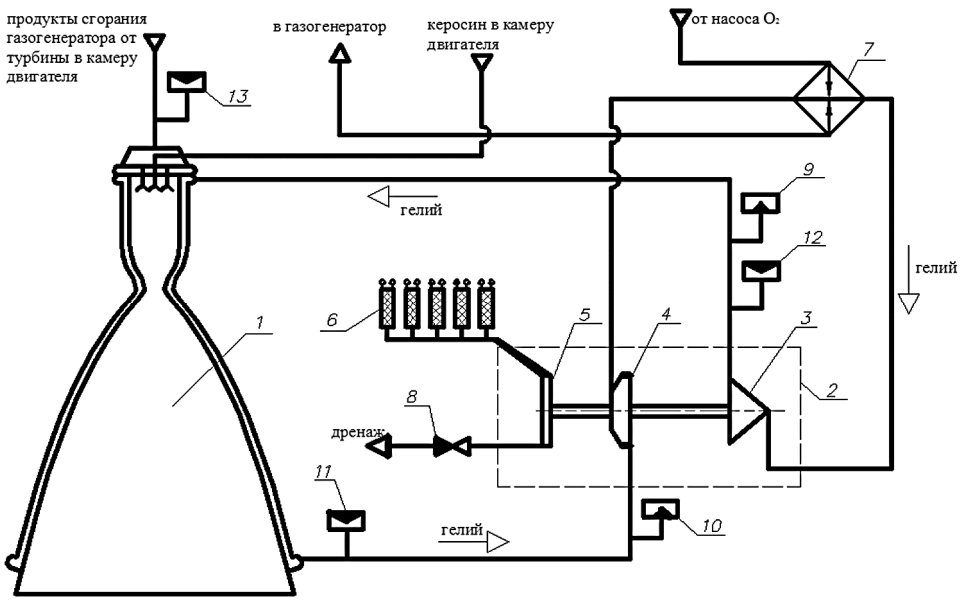
Известно, что с точки зрения максимальных энергетических возможностей на космических кислородно-углеводородных разгонных блоках целесообразно применение ЖРД замкнутой схемы. В настоящее время наиболее разработанной является замкнутая схема с дожиганием окислительного газогенераторного газа.

В ходе развития для традиционной схемы двигателей с дожиганием окислительного генераторного газа достигнуты практически предельные (для каждого уровня тяги ЖРД) уровни давления в камере сгорания. Это связано с ограничениями по стойкости конструкционных материалов в высокотемпературном окислительном газе, от температуры которого зависит мощность, развиваемая турбиной турбонасосного агрегата, подачи компонентов топлива в камеру сгорания.

Повышение энергетических характеристик двигателя на основе дальнейшего увеличения степени расширения газов в сопле ограничивается стойкостью конструкционных материалов в высокотемпературном окислительном газе и возможностью охлаждения камеры сгорания. Эта проблема не может быть эффективно решена в рамках традиционных схем подачи топлива.

Существенного повышения энергетических характеристик ЖРД можно добиться ликвидацией потерь удельного импульса из-за расхода горючего на внутреннее охлаждение камеры и повышением давления в ней при использовании для охлаждения камеры сгорания промежуточного высокоэффективного охладителя, не являющегося компонентом топлива.

Особенностью такой схемы охлаждения камеры сгорания двигателя является наличие в его составе дополнительного агрегата (например, турбокомпрессора), обеспечивающего циркуляцию промежуточного охладителя в тракте камеры сгорания, а также высокоэффективного компактного теплообменника, в котором теплота, отведенная от камеры сгорания промежуточным охладителем, сбрасывается в подаваемый в камеру криогенный компонент (для кислородно-углеводородных ЖРД это жидкий кислород). Система охлаждения с промежуточным охладителем должна предусматривать предварительный запуск циркуляции охладителя по замкнутому контуру. Все это ведет к некоторому усложнению конструкции двигателя (см. рисунок). Однако применение для охлаждения камеры сгорания двигателей высокоэффективных охладителей оправданно, так как позволяет существенно повысить энергетические характеристики ЖРД.



Принципиальная пневмогидросхема гелиевого контура охлаждения ЖРД:
 1 — камера двигателя; 2 — турбокомпрессор; 3 — компрессор; 4 — турбина основная; 5 — турбина пусковая; 6 — пиропусковое устройство; 7 — теплообменник; 8 — дренажный клапан; 9, 10 — датчики давления; 11–13 — датчики температуры

Исходя из проведенного анализа, можно сказать, что наиболее перспективным охладителем является газообразный гелий высокого давления. Ближайшими «конкурентами» гелия как промежуточного охладителя камеры сгорания являются газообразный водород и метан, но они обладают рядом существенных недостатков, что делает их использование в ЖРД как промежуточных охладителей маловероятным. Что же касается гелия, то для хранения сжатого гелия не требуется специальной системы, так как на борту кислородно-углеводородных разгонных блоков всегда имеется определенный запас гелия высокого давления (для наддува топливных баков и управления пневмоавтоматикой двигательной установки).

К недостаткам гелия, как и любого газообразного промежуточного охладителя, можно отнести сравнительно большие затраты мощности на его сжатие для компенсации гидропотерь в тракте охлаждения, что требует создания высокооборотных компрессоров с высоким КПД. Это сложная, но решаемая техническая проблема.

Помимо перечисленных особенностей применения промежуточных охладителей необходимо отметить еще одну: любой современный ЖРД может быть модернизирован под применение промежуточного охладителя при минимальных переделках конструкции и соответственно при минимальных затратах времени и средств.

При этом в модернизированном двигателе по сравнению с прототипом будут доработаны следующие элементы конструкции:

- насос горючего основного турбонасосного агрегата (переход на промежуточный охладитель позволил отказаться от охлаждения камеры двигателя горючим, доработка насоса горючего позволит высвободить мощность, которая раньше расходовалась на преодоление гидросопротивления регенеративного тракта камеры двигателя);

- газогенератор (доработки связаны с тем, что в модернизированном двигателе в газогенератор поступает не жидкий, а газообразный кислород);

- камера сгорания (доработки проводятся для исключения завес внутреннего охлаждения и перепрофилирования тракта регенеративного охлаждения, при этом организация самих внутрикамерных процессов не изменяется, так как не изменяется ядро потока продуктов сгорания, поэтому доработки форсуночной головки камеры сгорания, за исключением, может быть, периферийных слоев, не требуется).

Кроме того, в составе двигателя появляются новые агрегаты: турбокомпрессор, обеспечивающий циркуляцию промежуточного охладителя по замкнутому контуру, и гелий-кислородный теплообменник, в котором происходит передача теплоты, отведенной гелием от камеры двигателя в кислород.

Таким образом, основная часть узлов и агрегатов двигателя-прототипа при модернизации остается неизменной, а доработки таких ответственных узлов двигателя, как камера сгорания и турбонасосный агрегат, минимальны и не требуют большого объема подтверждающих и доводочных испытаний.

Применение системы охлаждения с использованием промежуточных охладителей, не являющихся компонентами топлива, позволит значительно повысить энергетические характеристики космических разгонных блоков. Удельный импульс у модернизированного двигателя почти на 20 с больше, чем у прототипа, причем основной прирост удельного импульса обеспечивается внедрением промежуточных охладителей.

Как показывают проведенные расчеты, замена существующих двигателей модернизированным двигателем с гелиевым охлаждением камеры позволит увеличить массу выводимого на геостационарную орбиту полезного груза на 10...20 % в зависимости от запасов топлива.

Двигательные установки нижних ступеней ракеты-носителя имеют особенности, определяющие отличия их облика от облика космических двигательных установок. К таким особенностям относятся:

- значительно больший объем и масса топлива и баков;
- значительно большая потребная тяга двигателей;

- меньшие степени геометрического расширения сопел двигателей при работе в атмосфере;
- необходимость регулирования уровня тяги двигателей в полете вследствие избыточности тяги на конечных участках полета.

Анализ этих особенностей показал, что для нижних ступеней на начальных участках полета ракеты-носителя наиболее оптимальным топливом является кислородно-углеводородное. Однако в отличие от космических разгонных блоков здесь выгодно использовать более энергетичное топливо, даже если оно менее плотное, чем топливо кислород + керосин. Использование синтетических топлив в этом случае нецелесообразно по экономическим соображениям. На основании этого многие организации пропагандируют внедрение кислородно-метанового топлива (горючее на СПГ, основу которого составляет метан) на нижних ступенях ракеты-носителя. Однако при относительно небольшом увеличении удельного импульса ЖРД при применении этого топлива с учетом его низкой плотности и возможности модернизации кислородно-керосиновых ЖРД на основе внедрения промежуточного охладителя развитие кислородно-метанового направления в ЖРД нецелесообразно, так как кислородно-керосиновые двигательные установки на основе ЖРД с промежуточным охладителем обладают такой же, а в некоторых случаях даже большей энергетической эффективностью, но при этом не требуют создания дорогостоящей космической инфраструктуры для использования метана.

Вывод о нецелесообразности использования кислородно-метанового топлива усиливается тем, что по мере выработки запаса топлива ступени ракеты-носителя оптимум энергомассовых характеристик существенно смещается от кислородно-керосинового топлива к кислородно-водородному. В связи с этим наиболее перспективным для нижних ступеней ракет-носителей является трехкомпонентное кислородно-керосино-водородное топливо, позволяющее достичь максимального энергомассового совершенства ракеты-носителя.

Наиболее целесообразным является создание трехкомпонентных двигательных установок по схеме, аналогичной примененной на ракете-носителе «Энергия», когда первая (кислородно-керосиновая) и вторая (кислородно-водородная) ступени работают параллельно со старта. В этом случае проблем с созданием трехкомпонентного ЖРД, работающего на топливе переменного состава (эта техническая проблема не решена до сих пор), не возникает. Можно использовать уже созданные кислородно-керосиновые и кислородно-водородные двигатели, а их конструкция не усложнится по сравнению с конструкцией обычного двухкомпонентного двигателя из-за необходимости размещения третьего бака с компонентом топлива.

Таким образом, модернизация существующих кислородно-углеводородных ЖРД для нижних ступеней ракет-носителей на основе применения промежуточного охладителя является актуальной задачей. Особенности таких ЖРД аналогичны особенностям модернизированных ЖРД для космических разгонных блоков, но специфика ЖРД для ракет-носителей требует корректировки возможного облика таких двигателей.

Выводы.

1. Жидкостные ракетные двигатели ракет-носителей имеют только одно включение в полете, что резко снижает затраты на обеспечение их запуска, а в случае начала работы ЖРД с поверхности земли их запуск упрощается качественно благодаря возможности использовать наземные системы для предварительного запуска циркуляции промежуточного охладителя и обеспечения надежного охлаждения ЖРД в начальное время их запуска.

2. Из-за масштабного фактора количество теплоты, отводимой от камеры двигателя, в пересчете на массовый расход криогенного окислителя будет существенно меньше, чем для космических ЖРД, что упрощает создание гелий-кислородного теплообменника и повышает его массогабаритные характеристики.

3. Повышение удельного импульса для ЖРД ракет-носителей будет более существенно (в процентном соотношении), чем для космических ЖРД, из-за большего влияния на удельный импульс повышенного давления в камере сгорания.

Кроме того, необходимо особо отметить, что ЖРД с промежуточным охладителем в отличие от обычных ЖРД обладают возможностью изменения уровня тяги в широком диапазоне (по оценкам, 1,0...0,2 от номинального уровня) без снижения удельного импульса. Ограничением для диапазона регулирования ЖРД с промежуточным охладителем является только устойчивость внутрикамерных процессов. Эта особенность ЖРД с промежуточным охладителем остается невостребованной для космических ЖРД, которые выполняют, как правило, однорежимными, но позволяет резко повысить эффективность ракет-носителей. Имеются в виду возможность практически идеального высотного регулирования степени расширения двигателей, а также возможность создания ракет-носителей с пониженными максимальными перегрузками в полете, что позволяет существенно облегчить конструкцию двигателя нижней ступени ракеты-носителя.

Таким образом, модернизация существующих кислородно-углеводородных ЖРД на основе использования промежуточного охладителя позволит при минимальных затратах средств и сохранении существующих стартовых комплексов (что немаловажно в сложной современной экономической ситуации) качественно повысить

энергетические возможности и надежность двигательных установок отечественных средств выведения.

Литература

- [1] Кудрявцев В.М., ред. *Основы теории ЖРД*. Москва, Высшая школа, 1993, т. 1.
- [2] Гахун Г.Г., ред. *Конструкции и проектирование ЖРД*. Москва, Машиностроение, 1989, 424 с.
- [3] Челомей В.Н., ред. *Пневмогидравлические системы ДУ ЖРД*. Москва, Машиностроение, 1978, 239 с.
- [4] Чванов В.К. и др. Возможности совершенствования характеристик ЖРД при использовании гелия в качестве топливной добавки. *Тр. НПО «Энергомаш»*. Москва, 2003, № 21.
- [5] Варгафтик Н.Б. *Справочник по теплофизическим свойствам жидкости и газов*. Москва, Наука, 1972, 720 с.
- [6] Козлов А.А. и др. *Системы питания и управления ЖРДУ*. Москва, Машиностроение, 1988, 351 с.
- [7] Горохов В.Д., Катков Р.Э., Козелков В.П., Соколов Б.А., Тупицын Н.Н. Повышение энергетических характеристик и надежности кислородно-углеводородных маршевых ЖРД за счет использования новых схем охлаждения и подачи компонентов топлива. *Тр. «Ракетно-космическая техника»*. Сер. XII, вып. 1–2, Издательство РКК «Энергия» им. С.П. Королева, 2000.

Статья поступила в редакцию 15.07.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

С.А. Орлин. Повышение экономичности кислородно-углеводородных жидкостных ракетных двигателей различного назначения путем внедрения промежуточного охладителя. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 4.

URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/696.html>

Орлин Сергей Андреевич родился в 1937 г.; окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1960 г.; канд. техн. наук; работал в РКК «Энергия» в области создания космических двигателей, в настоящее время доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана; научные интересы — изучение различных способов повышения удельного импульса жидкостных ракетных двигателей. e-mail: orlinsa@yandex.ru