

УДК 621.454.2.018

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ УЛУЧШЕНИЯ ЭНЕРГО-МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ВЕРХНЕЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ - НОСИТЕЛЯ «ВЕГА»

© 2014 А.Н. Коваленко, В.Г. Переверзев, Р.А. Марчан, Ю.В. Блишун

Государственное конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля,
г. Днепропетровск, Украина

Двигатель 4-й ступени европейской ракеты-носителя «Вега», разработанный КБ «Южное», продемонстрировал высокие характеристики и уровень надёжности в ходе пусков данной ракеты. Полученный удельный импульс тяги 3104,8 м/с превышает требования ТЗ (3094 м/с) на начальном этапе разработки двигателя. Тем не менее, несмотря на достигнутые высокие энерго-массовые характеристики, существует реальная возможность их дальнейшего улучшения посредством модернизации камеры двигателя. Возможность такой модернизации анализируется в статье на основании результатов экспериментальных исследований камер двигателей-прототипов. Кроме того, проанализированы резервы повышения характеристик камеры за счёт модификации смесеобразования, оптимизации внутреннего завесного охлаждения и соотношения компонентов топлива, применения модернизированного радиационно-охлаждаемого соплового насадка.

Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД), камера, сопловой насадок, ниобий, плёночное охлаждение, радиационное охлаждение, регенеративное охлаждение, форсунки, смесительная головка.

Введение

Блок маршевого двигателя (БМД) входит в жидкостную двигательную установку управляющего модуля четвёртой ступени европейской ракеты-носителя «Вега». БМД разработан КБ «Южное» по контракту с компанией АВИО (Италия) на базе агрегатов серийных двигателей. К настоящему времени произведены три лётных пуска этой ракеты, в ходе которых БМД отработал без замечаний.

БМД – двухкомпонентный однокаммерный жидкостный ракетный двигатель многократного включения с вытеснительной системой подачи компонентов топлива, предназначенный для создания тяги, управления по каналам тангажа и рыскания, маневрирования управляемого модуля и его схода с орбиты. Основным элементом БМД является камера, представляющая собой модификацию камеры серийного двигателя РД869 [1, 2]. Характеристики камеры БМД представлены в табл. 1. На рис.1 представлены камера БМД и её прототип – камера РД869.

Модификация камеры, прежде всего, касалась мест крепления и кронштейнов

приводов системы управления вектором тяги в связи с отличиями в установке и качании этих камер в двигателе. Кроме того, для повышения экономичности рабочего процесса в камере БМД были скорректированы расходы компонентов топлива на внутреннее завесное охлаждение с учётом фактических отличий в номинальных режимах работы камер БМД и двигателя РД869. Незначительные изменения были внесены также в тракт окислителя для уменьшения импульса последствия, а именно, по тракту окислителя на входе в смесительную головку был установлен перекрывной клапан.

Следует отметить, что контракт с АВИО допускал лишь минимальные модификации камеры двигателя РД869 при очень ограниченном числе огневых испытаний. Так был изготовлен всего один экземпляр отработочной модели и два экземпляра квалификационной модели двигателя. Всего было проведено девять огневых испытаний отработочной модели БМД, что явно недостаточно для проведения глубоких исследований.



Рис. 1. Камера БМД (слева) и её прототип - камера двигателя РД869 (справа):
 1 – форсуночная головка, 2 – секция горючего, 3 – секция окислителя,
 4 – радиационно-охлаждаемый сопловой насадок, 5 – узел подвода

Таблица 1 - Основные характеристики камеры БМД

Компоненты топлива:	
- окислитель	АТ
- горючее	НДМГ
Тяга двигателя в пустоте, кгс	250
Удельный импульс тяги двигателя в пустоте, кгс·с/кг	315,5
Абсолютное давление газов в камере сгорания, кгс/см ²	20,4
Абсолютное давление газов на срезе сопла камеры двигателя, кгс/см ²	0,012
Соотношение весовых секундных расходов компонентов топлива	2,0
Количество включений БМД	5
Суммарное время работы, с	667
Масса камеры, кг, не более	9,4

На данный момент камера БМД обладает лучшими энерго-массовыми характеристиками в своём классе, но вопрос о возможности и целесообразности дальнейшей оптимизации остаётся открытым. Ограниченный объём экспериментальной отработки камеры БМД позволил экспериментально опробовать лишь незначительные изменения, которые не привели к существенным отличиям характеристик камеры БМД от камеры-прототипа. Однако анализ экспериментальной отработки камер-прототипов, результаты которого и их обсуждение являются предметом на-

стоящей статьи, убедительно показывает потенциальные возможности для значительного повышения энергетических характеристик камеры БМД. Кроме того, в настоящей статье проанализировано внедрение ряда конструктивных мероприятий, таких как применение ниобиевого сопла и увеличение степени расширения сопла, что потенциально позволяет значительно снизить массу камеры, уменьшить объёмы полостей окислителя и горючего, а также повысить удельный импульс тяги.

В результате анализа было установлено, что усовершенствование камеры

БМД целесообразно осуществлять по следующим направлениям: оптимизация соотношения компонентов топлива и параметров внутреннего завесного охлаждения, оптимизация смесеобразования, увеличение степени расширения сопла, уменьшение объёмов внутренних полостей, уменьшение массы камеры.

Оптимизация соотношения компонентов топлива и внутреннего завесного охлаждения

В камере БМД применена высокоэффективная система внутреннего охлаждения, основанная на использовании разнокомпонентных завес в сочетании с регенеративным охлаждением обоими компонентами топлива и применением соплового насадка радиационного охлаждения [1, 2]. В частности, для тепловой защиты внутренней стенки камеры сгорания от смесительной головки и примерно до начала сужающегося участка сопла используется завеса окислителя, а ниже по потоку для тепловой защиты сужающегося участка сопла, критического сечения и закритической части сопла применяется завеса горючего. Использование двухкомпонентных завес позволяет существенно повысить полноту сгорания и является ключевым фактором в обеспечении требуемой экономичности камеры. В то же

время, как показывают результаты экспериментальной отработки камер-прототипов и камеры БМД, для каждого режима работы камеры существует оптимальные расходы компонентов топлива на завесы с точки зрения максимальной экономичности рабочего процесса и надёжности охлаждения.

В отличие от камеры БМД, результаты экспериментальной отработки камер-прототипов насчитывают сотни огневых испытаний, на которых были опробованы различные сочетания массовых расходов компонентов топлива через пояса завесного охлаждения. Этот массив экспериментальных данных позволяет выявить некоторые закономерности и спрогнозировать возможность оптимизации завесного охлаждения для условий камеры БМД. На рис. 2 и 3 представлены зависимости величины удельного импульса тяги камеры-прототипа от коэффициента соотношения компонентов топлива для различных относительных расходов завесы горючего при давлении газов в камере $41,5 \pm 1,5$ кгс/см² (основной режим) и 16 ± 2 кгс/см² (дресселированный режим) соответственно. Здесь и далее по тексту под относительным расходом на завесу подразумевается отношение расхода на завесу к суммарному расходу топлива через камеру.

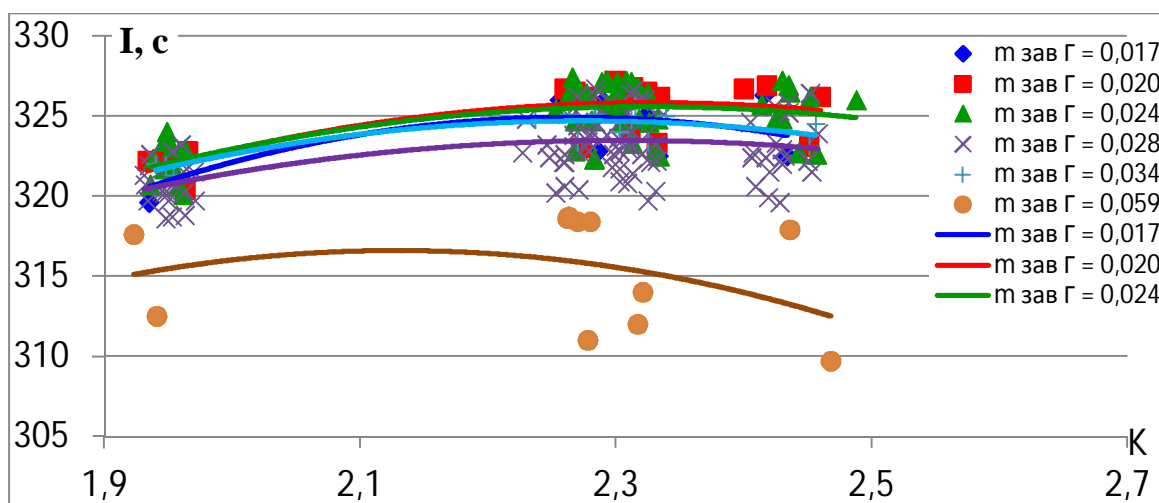


Рис. 2. Зависимость удельного импульса от соотношения компонентов на основном режиме

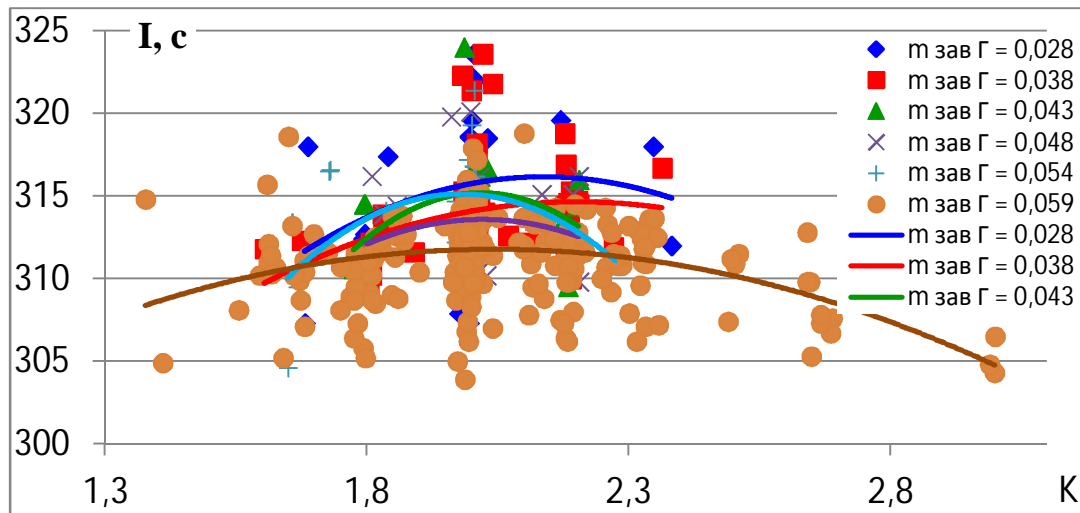


Рис. 3. Зависимость удельного импульса от соотношения компонентов на дросселированном режиме

Анализ экспериментальных зависимостей показывает, что уменьшение расхода горючего до некоторого предела приводит к повышению удельного импульса тяги и подогрева горючего (рис. 4 и 5). Кроме того, наблюдается зависимость между оптимальным коэффициентом соотношения компонентов топлива, соответствующим максимальному удельному импульсу тяги, и расходом на завесу горючего. При этом (рис. 6) для основного режима отмечается экстремум зависимости, а для дросселированного режима в

исследуемом диапазоне явного экстремума не обнаружено. Камера БМД работает при соотношении компонентов топлива 2,0 и относительном расходе на завесу горючего $m_{завΓ}=0,038$. Сопоставляя экспериментальные результаты, полученные на камерах-прототипах (рис. 2, 3), с режимами работы камеры БМД, можно ожидать, что за счёт оптимизации параметров внутреннего завесного охлаждения и соотношения компонентов топлива возможно повысить величину удельного импульса тяги на 2...3 с.

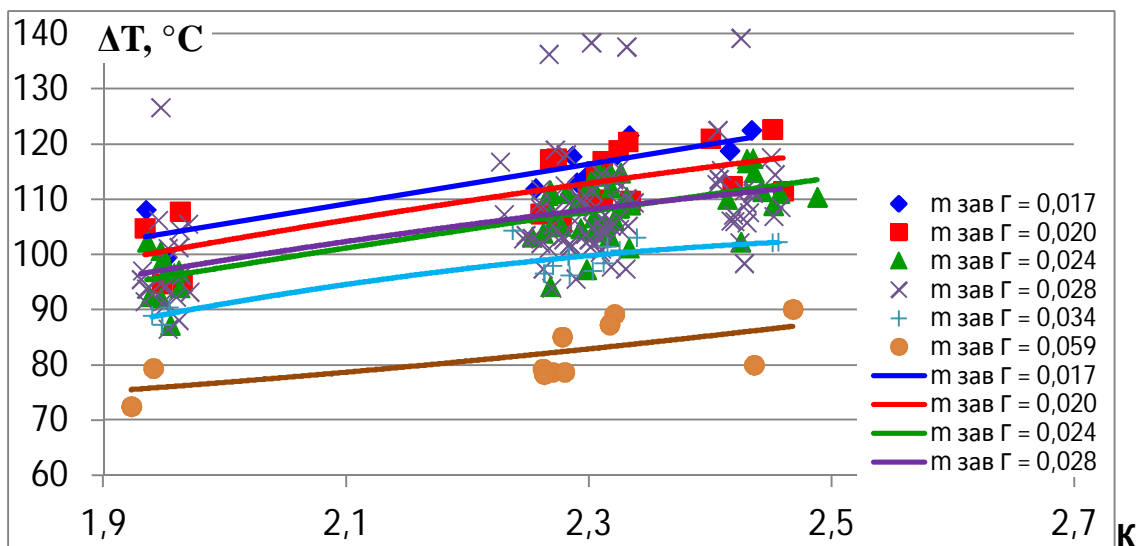


Рис. 4. Зависимость подогрева горючего от соотношения компонентов на основном режиме

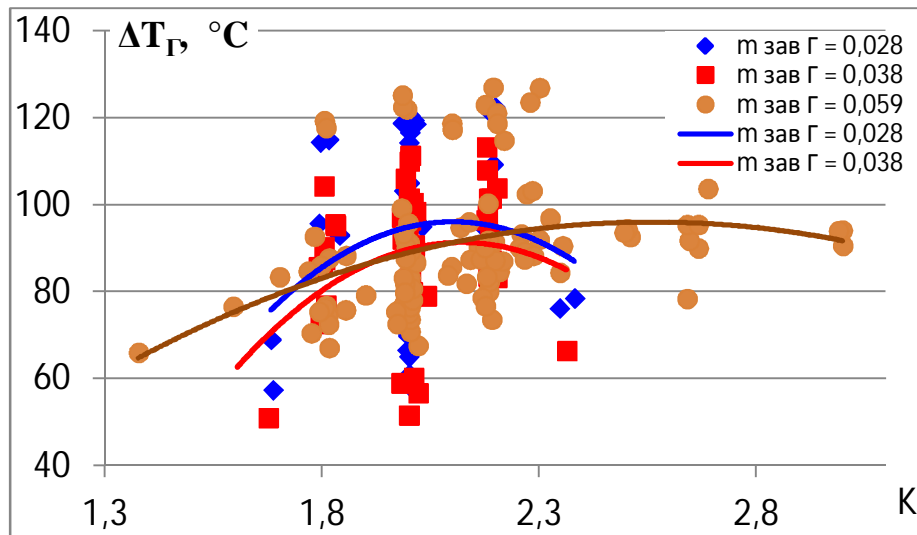


Рис. 5. Зависимость подогрева горючего от соотношения компонентов на дросселированном режиме

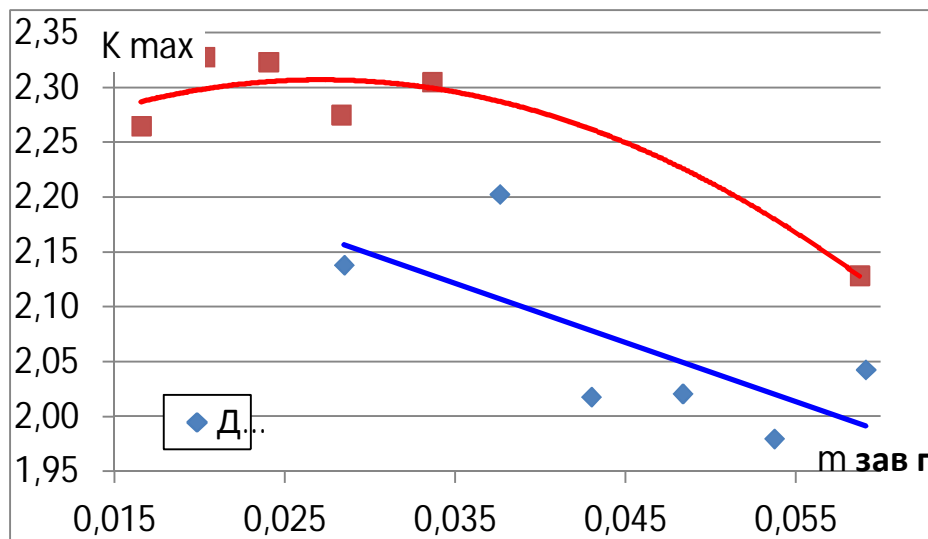


Рис. 6. Зависимость оптимального соотношения компонентов, при котором реализуется максимальная величина удельного импульса, от относительного расхода на завесу

Оптимизация смесеобразования

Смесительная головка камеры БМД укомплектована 37 двухкомпонентными коаксиальными центробежно-центробежными форсунками (рис. 7). Форсунки заимствованы без изменений с камеры двигателя РД869. Камера двигателя РД869 двухрежимная по расходу, причём оба режима отличны от режима работы камеры БМД.

Одной из особенностей коаксиальных центробежных форсунок, работающих на самовоспламеняющемся топливе, является существование конфигурации форсунки, оптимальной по удельному импульсу тяги и соответствующей определённому режиму работы (перепад дав-

лений на форсунке, расход и величина противодействия). Чувствительность работы форсунки к режиму не позволяет обеспечить её оптимальную работу в широком диапазоне изменения тяги камеры. Так, в результате отработки камер-прототипов форсунки были оптимизированы под давление в камере сгорания 41 кгс/см², что соответствует основному режиму работы двигателя РД869. На дросселированном режиме давление в камере снижается до 17,3 кгс/см², при котором форсунка работает в неоптимальном режиме по экономичности, но при этом обеспечивая акустически устойчивый рабочий процесс.

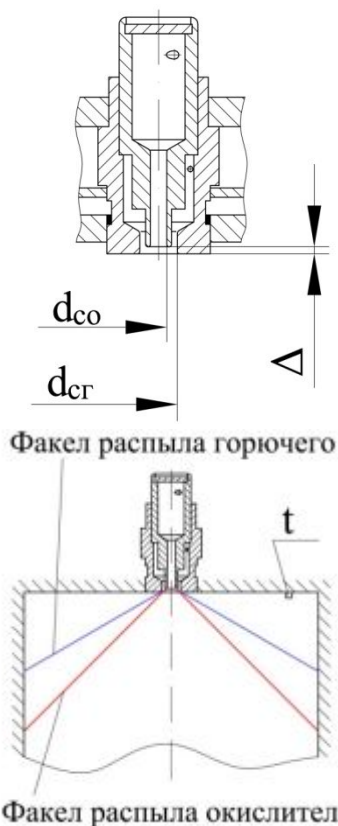


Рис. 7. Форсунка БМД и схема однофорсуночной модельной камеры сгорания (внизу)

При отработке форсунок камеры-прототипа для определения нижней границы диапазона оптимальной работы форсунки по давлению газов в камере (и соответственно величинам противодавления, расходов и количества движения пелён) были проведены специальные испытания в модельной камере сгорания (рис. 7). Модельная камера состояла из одиночной форсунки штатной конфигурации, прозрачного цилиндра из кварцевого стекла и сопла с критическим сечением. Испытания проводились в диапазоне давления газов в камере от 15 кгс/см^2 до 45 кгс/см^2 . Режим работы форсунки оценивался визуально по интенсивности свечения пламени, а также по величине температуры газов около огневого днища. Было обнаружено существование двух режимов работы форсунки. Момент перехода с одного режима на другой определялся резким изменением температуры около огневого днища (рис. 8). При давлениях в камере выше 35 кгс/см^2 измеренная температура газов у огневого

днища составляла $600^\circ\text{C} \dots 900^\circ\text{C}$, в то же время при давлении в камере менее 30 кгс/см^2 температура не превышала 200°C . Такая перестройка режима работы одиночной форсунки обусловлена влиянием противодавления и количества движения пелён на взаимодействие конусов компонентов топлива. При давлении газов в камере более 35 кгс/см^2 форсунка работает в режиме слияния конусов. Данный режим соответствует максимальной экономичности камеры. Одной из причин повышения экономичности является жидкофазное смешение компонентов топлива в совместном конусе распыла. При давлении ниже 30 кгс/см^2 для данной форсунки всегда имеет место режим раздельной работы конусов распыла и, как следствие, происходит резкое падение экономичности рабочего процесса. Результаты исследований в модельной однофорсуночной камере подтверждаются огневыми испытаниями камер-прототипов (рис.9). Как видно из результатов испытаний, существуют два явно выраженных участка с существенно различающейся экономичностью, которые по давлению в камере соответствуют испытаниям модельной камеры. Необходимо отметить, что качественная картина, полученная на модельной однофорсуночной камере, сохранилась, несмотря на взаимодействие конусов соседних форсунок и наличие антипульсационных перегородок, припаянных к огневому днищу, которые неизбежно оказывают влияние на факелы распыла форсунок.

Давление в камере БМД составляет 20 кгс/см^2 , что однозначно указывает на работу форсунок в неоптимальном режиме. Оптимизация таких параметров, как величина заглубления торца сопла форсунки окислителя относительно сопла форсунки горючего, углов распыла, а также перепадов давления позволит поднять экономичность камеры БМД за счёт организации совместной работы конусов распыла. Оценим количественно рост экономичности.

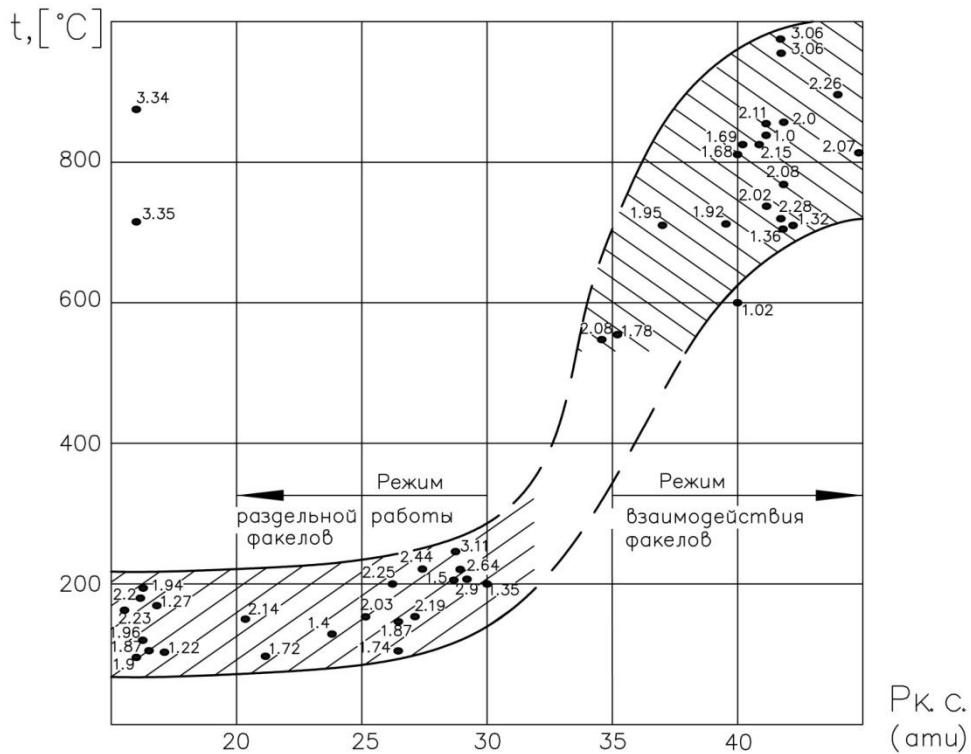


Рис. 8. Зависимость температуры газа вблизи форсунки модельной камеры от давления газов (• 1.27 – соотношение компонентов топлива)

Расчётная оценка падения расходного комплекса только за счёт снижения давления в камере при переходе с основного на дросселирующий режим составляет 0,7 сек. В то же время суммарное падение расходного комплекса за счёт изменения режима работы форсунки и падения давления в камере составляет около 4,4 сек (рис.9). Таким образом, имеем оптимистичную оценку потенциального уве-

личения расходного комплекса на уровне 3,7 сек., что для камеры БМД со штатным соплом даст прирост удельного импульса тяги примерно 6...7 сек. Столь высокий прирост, возможно, является слишком оптимистичным, но, вместе с тем, данная оценка показывает значительные потенциальные возможности по оптимизации смесеобразования.

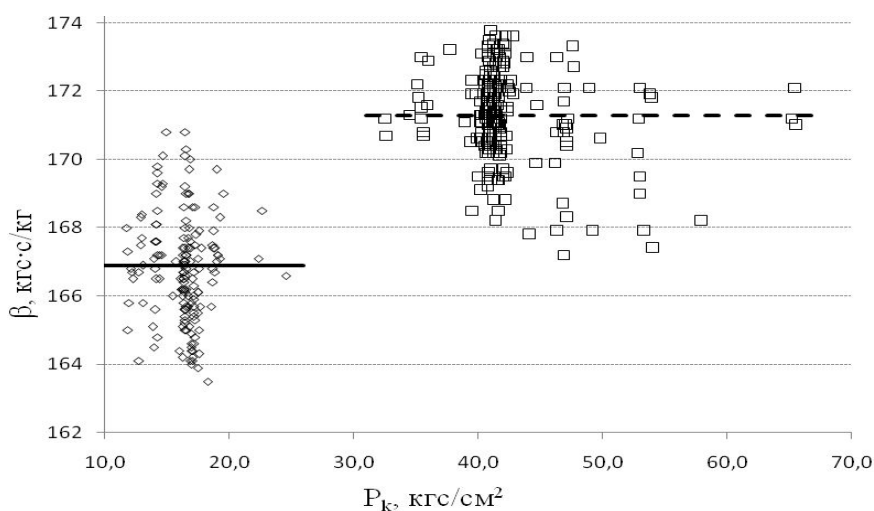


Рис. 9. Экспериментальная зависимость расходного комплекса от давления газов в камере-прототипе

Увеличение степени расширения сопла

Увеличение степени расширения сопла – один из широко применяемых способов повышения удельного импульса тяги. За счёт повышения геометрической степени расширения сопла со 102 (камера БМД) до 154 или 200, можно увеличить удельный импульс тяги на 1,7 с и 2,5 с соответственно. На окончательный выбор степени расширения сопла оказывают большое влияние компоновочные и эксплуатационные факторы: допустимые осевые или радиальные габариты, масса, возможность проведения огневых контрольно-технологических стендовых испытаний для получения характеристик при безотрывном истечении газов в сопле.

Уменьшение объёмов внутренних полостей и массы камеры

Экспериментальными исследованиями, выполненными КБ «Южное» на

опытной конструкции камеры, доказана возможность уменьшения объёмов внутренних полостей и массы камеры БМД в основном за счёт замены секции сопла, охлаждаемой окислителем, насадком радиационного охлаждения. Камера БМД, как и её прототипы, имеют радиационно-охлаждаемую секцию сопла, изготовленную из хромоникелевого сплава ХН60ВТ (рис.1). Остальная часть внутренней стенки охлаждается регенеративно двумя компонентами топлива (рис. 10). Ниобиевые сплавы с покрытием из дисилицида молибдена работоспособны в условиях работы камеры БМД при температурах 1300-1400 °С, в то время как максимальная рабочая температура применяемого в камере БМД сплава ХН60ВТ составляет 1100 °С. Теоретически применение ниобиевого сплава позволяет исключить секцию сопла, охлаждаемую окислителем.

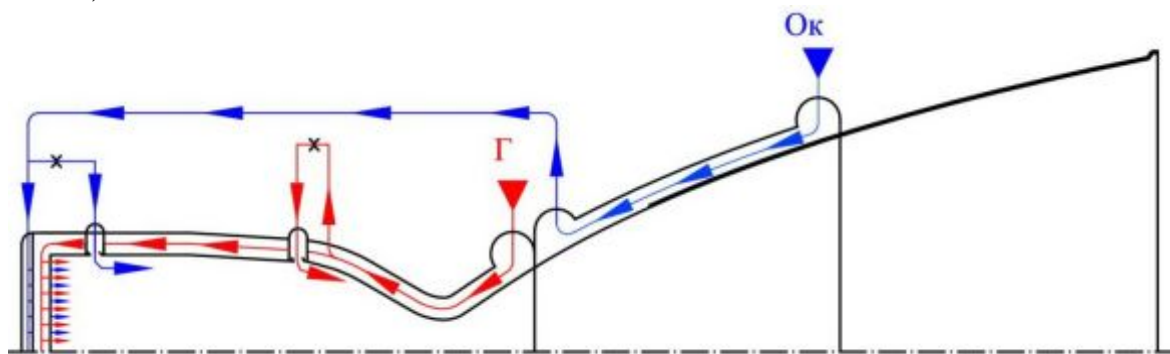


Рис. 10. Схема охлаждения камеры БМД и её прототипов

Опытная конструкция выполнена на базе камеры двигателя РД866, которая, как и камера двигателя РД869, может рассматриваться в качестве прототипа камеры БМД. Доработка опытной камеры заключалась в замене двух секций сопла (секция окислителя и радиационно-охлаждаемый насадок) на одну радиационно-охлаждаемую, изготовленную из ниобиевого сплава (Н65В2МЦ-М - переходник и ВН2АЭ - сопло) с теплозащитным покрытием. При огневых испытаниях выполнялась оценка работоспособности материала соплового насадка и сравнительная проверка двух вариантов стыковки насадка с регенеративно охлаждаемым

корпусом: резьбо-сварного и паяного соединения. В резьбо-сварном варианте конструкции (рис. 11) стыковка стального корпуса камеры и соплового насадка выполняется при помощи резьбового соединения. Для фиксации и герметизации резьбового соединения выполнялось оплавление стальной кромки на фаску в ниобиевом сопле при помощи сварки электронным лучом в вакууме.

В паяном варианте соединения применено стальное переходное кольцо, которое по конической поверхности при помощи пайки соединялось с ниобиевым соплом и, при помощи сварки – со стальным корпусом камеры. При отработке

паяного соединения варьировались марка припоя, материал переходного кольца и режимы пайки. Соединение стального корпуса и переходного кольца соплового

насадка выполнялось при помощи импульсно-дуговой сварки неплавящимся электродом без присадка.

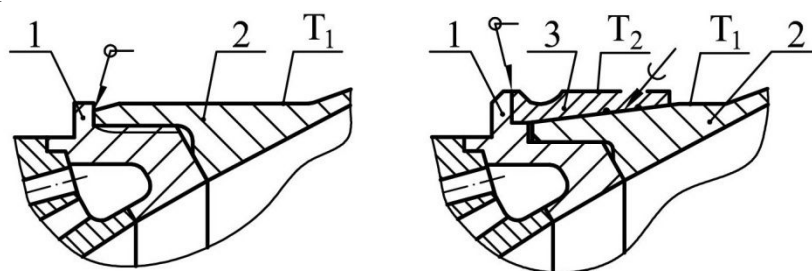


Рис. 11. Конструкция соединения сопловой насадки с охлаждаемым корпусом камеры:
 1 – регенеративно-охлаждаемая секция сопла, 2 – радиационно-охлаждаемый сопловой насадок,
 3 – переходное кольцо, T_1 – температура насадки вблизи места крепления к камере, T_2 – температура переходного кольца

Результаты огневых испытаний подтвердили работоспособность соплового насадка из ниобиевого сплава с покрытием из дисилицида молибдена, а также работоспособность вариантов стыковки насадка к охлаждаемой секции сопла. Максимальная замеренная температура соплового насадка не превышала 1315°C , что допустимо для штатного покрытия из дисилицида молибдена и гарантированно позволяет обеспечить заданный ресурс камеры БМД. Необходимо также отме-

тить, что огневые испытания опытной камеры проводились на заведомо более теплонапряжённых режимах, чем это имеет место в БМД.

Для количественной оценки потенциальных возможностей по уменьшению массы камеры и объёмов внутренних полостей был разработан проект модифицированной камеры БМД+ (рис. 12), в конструкции которой учтены положительные результаты испытаний ниобиевого соплового насадка.

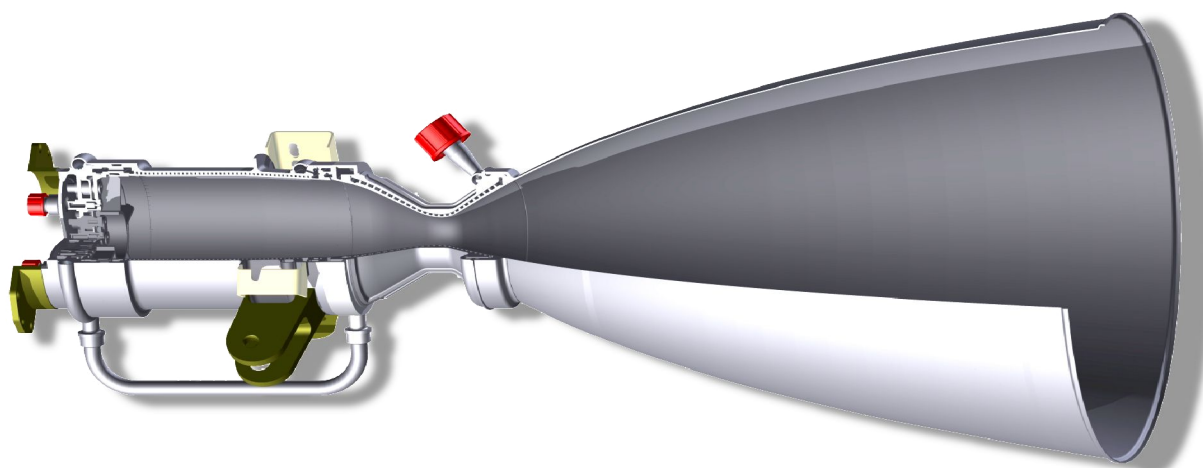


Рис. 12. Компоновка БМД+

Применение ниобиевого соплового насадка позволило исключить секцию окислителя на сверхзвуковом участке сопла, уменьшить диаметр стыка радиационно-охлаждаемого соплового насадка с охлаждаемым корпусом камеры, исклю-

чить перекрывной клапан окислителя (из-за уменьшения объёма полостей окислителя), снизить подогрев горючего за счёт охлаждения цилиндрического участка окислителем. Схема охлаждения БМД+ представлена на рис. 13.

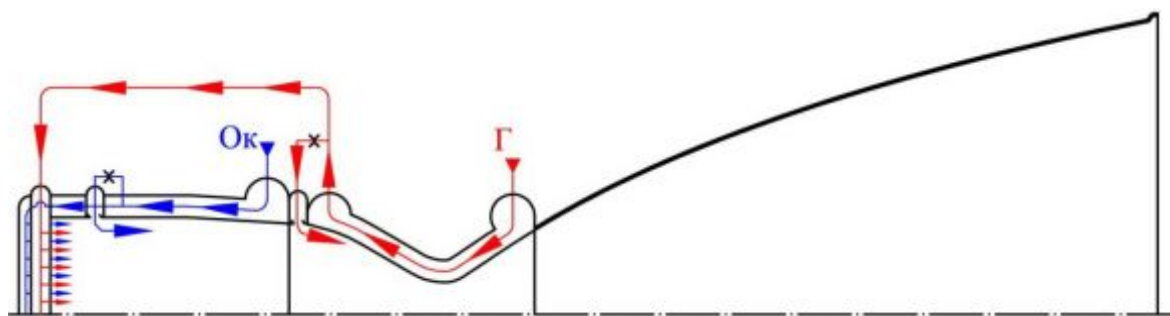


Рис. 13. Схема охлаждения БМД+

Расчёт массы камеры БМД+ показал, что при сохранении степени расширения сопла масса камеры может быть снижена с 9,4 кг до 6,0 кг.

Анализ объёмов заливки (табл. 2) показывает, что в новой конструкции существенно уменьшены объёмы внутренних полостей (от входных клапанов до огневого пространства): по тракту окислителя на 0,2765 дм³ и по тракту горючего на 0,044 дм³. При программе полёта с пятью включениями указанные изменения приводят к уменьшению выбросов топлива на 2,12 кг.

Таблица 2 - Объёмы заливки камер БМД и БМД+

Конфигурация	Тракт	Суммарный объём, л
БМД	Окислитель	0.387
	Горючее	0.139
БМД+	Окислитель	0.1104
	Горючее	0.094

Выводы

Анализ экспериментальной отработки камеры БМД и её прототипов показал

Библиографический список

1. De Rose L., Parmigiani P., Shnyakin V., Shulga V., Pereverzev V. Main Engine of the Vega Fourth Stage: Characteristic and Heritage // 4th International Conference of Launcher Technology “Space Launcher Liquid Propulsion”, Liege, Belgium. 2002.

возможность существенного улучшения энергетических и массовых характеристик камеры БМД. Удельный импульс тяги камеры БМД может быть увеличен на 8...10 с за счёт комплексной оптимизации смесеобразования, параметров внутреннего завесного охлаждения, массового соотношения компонентов топлива, увеличения степени расширения сопла.

Модернизация конструкции, в основном за счёт применения соплового насадка радиационного охлаждения из ниобиевого сплава взамен применяемого в настоящее время соплового насадка из хромоникелевого сплава ХН60ВТ, позволяет:

- существенно уменьшить объём внутренних полостей камеры двигателя и, как следствие, снизить выбросы компонентов топлива при останове двигателя на 2,12 кг (при штатных пяти выключениях);
- снизить массу конструкции камеры на 36% с 9,4 кг до 6 кг.

Технические решения, связанные с внедрением ниобиевого насадка радиационного охлаждения, подтверждены положительными результатами огневых испытаний.

2. Шнякин В.Н., Переверзев В.Г., Коваленко А.Н. Экспериментальное исследование внутреннего завесного охлаждения малогабаритных камер ЖРД // Доклады международной научно-технической конференции СГАУ им. С.П. Королёва. Ч. 1. Самара: СГАУ. 2001. С. 193-197.

Информация об авторах

Коваленко Андрей Николаевич, начальник отдела, Государственное кон-

структорское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля, г. Днепропетровск, Украина. E-

mail: info@yuzhnoye.com. Область научных интересов: разработка ЖРД.

Переверзев Владимир Григорьевич, главный специалист, Государственное конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля, г. Днепропетровск, Украина. E-mail: info@yuzhnoye.com. Область научных интересов: разработка ЖРД.

Марчан Роман Анатольевич, ведущий научный сотрудник, Государственное конструкторское бюро «Южное»

имени М.К. Янгеля, г. Днепропетровск, Украина. E-mail: info@yuzhnoye.com. Область научных интересов: разработка ЖРД.

Блишун Юрий Вячеславович, инженер-конструктор 1 категории. Государственное конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля, г. Днепропетровск, Украина. E-mail: info@yuzhnoye.com. Область научных интересов: разработка ЖРД.

EXPERIMENTAL VERIFICATION OF THE POSSIBILITY OF IMPROVING THE LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINE PERFORMANCE FOR THE “VEGA” LAUNCHER UPPER STAGE

© 2014 A.N. Kovalenko, V.G. Pereverzev, R.A. Marchan, Yu.V. Blishun

“Youzhnoye” State Design Office, Dnepropetrovsk, Ukraine

Successful flight missions demonstrated the high level of reliability and performance of the 4th stage liquid engine developed by the “Youzhnoye” design bureau for the “Vega” launcher. The obtained specific impulse is 3104.8 m/s which is higher than it was demanded at the initial stage of the development (3094 m/s). Meanwhile, the engine characteristics like mass or specific impulse can be further improved, which was confirmed by experimental investigations. These experimental results and further possible thrust chamber improvements such as implementation of a new radiation-cooling nozzle extension, cooling system redesign and injectors optimization are discussed and analyzed in the article.

Liquid rocket engine, thrust chamber, nozzle extension, film cooling, radiation cooling, regenerative cooling, injectors, mixing head.

References

1. De Rose L., Parmigiani P., Shnyakin V., Shulga V., Pereverzev V. Main Engine of the Vega Fourth Stage: Characteristic and Heritage // 4th International Conference of Launcher Technology “Space Launcher Liquid Propulsion”. Liege, Belgium. 2002.
2. Snyakin V.N., Pereverzev V.G., Kovalenko A.N. *Experimentallye issledovaniye vnutrennego zavesnogo okhlajdeniya malogabaritnyh kamer JRD (Experimental investigation of internal film cooling for small-sized chambers of liquid-propellant engines) // Report of international scientific and technical conference. Part 1. Samara: Samara St. Aerospace Univ. Publ., 2001. P. 193-197. (In Russ.)*

About the authors

Kovalenko Andrey Nikolaevich, Head of Department, “Youzhnoye” State Design Office, Dnepropetrovsk, Ukraine. E-mail: info@yuzhnoye.com. Area of Research: LRE development.

Pereverzev Vladimir Grigoryevich, Chief Specialist, “Youzhnoye” State Design Office, Dnepropetrovsk, Ukraine. E-mail: info@yuzhnoye.com. Area of Research: LRE development.

Marchan Roman Anatolievich, Chief Researcher, “Youzhnoye” State Design Office, Dnepropetrovsk, Ukraine. E-mail: info@yuzhnoye.com. Area of Research: LRE development.

Blishun Yuri Vyacheslavovich, design engineer, “Youzhnoye” State Design Office, Dnepropetrovsk, Ukraine. E-mail: info@yuzhnoye.com. Area of Research: LRE development.