

УДК 621.454.2.018

А.А. Прокопчук, В.Г. Переверзев, А.Н. Коваленко, Ю.В. Блишун

ОРГАНИЗАЦИЯ ВНУТРЕННЕГО ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕР ЖРД ДЛЯ ВЕРХНИХ СТУПЕНЕЙ МБР, РН И КОСМИЧЕСКИХ БУКСИРОВ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Дано обоснование целесообразности организации внутреннего охлаждения камер ЖРД небольших тяг, работающих на высококипящих компонентах топлива АТ и НДМГ, с помощью разнокомпонентных поясов завес. Этот способ внутреннего охлаждения разработан в конструкторском бюро жидкостных ракетных двигателей ГП "КБ "Южное" им. М.К. Янгеля" и впервые в мировой практике ракетного двигателестроения применен в камерах ЖРД для верхних ступеней РН, космических буксиров различного назначения и в камере ЖРД четвертой ступени европейской РН "Вега".

Дано обґрунтування доцільності організації внутрішнього охолодження камер РРД невеликих тяг, що працюють на висококиплячих компонентах палива АТ і НДМГ, за допомогою різнокомпонентних поясів завес. Цей спосіб внутрішнього охолодження було розроблено в конструкторському бюро рідинних ракетних двигунів ДП "КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля" і вперше у світовій практиці ракетного двигунобудування застосовано в камерах РРД для верхніх ступенів РН, космічних буксирів різного призначення та в камері РРД четвертого ступеня європейської РН "Вега".

This article presents a rationale for arrangement of internal cooling of the chambers of low-thrust LRE on NTO+UDMH hypergolic propellants using film cooling bands on different propellants. This method of internal cooling was developed in the liquid propulsion design office of Yuzhnoye SDO and, for the first time in the world's practice of rocket engines development, it was applied in the LRE chambers for LV upper stages and various space tugs and in the LRE for the European Vega LV fourth stage.

Разработанные конструкторским бюро жидкостных ракетных двигателей Государственного предприятия "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля" (ГП "КБ "Южное") жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) для верхних ступеней РН и космических буксиров различного назначения работают на высококипящих термически нестойких компонентах топлива – несимметричном диметилгидразине (НДМГ) и азотном тетроксиде (АТ). Эти двигатели имеют ряд особенностей, отличающих их от маршевых двигателей первых и вторых ступеней РН. Особенности этих двигателей являются относительно низкий уровень тяг (200-2500 кгс) и невысокие давления в камерах сгорания. Давления в камерах сгорания большинства этих двигателей ниже критических давлений компонентов топлива. Номинальные значения тяги камер этих двигателей находятся в пределах от 208 до 2328 кгс, причем двигатели РД864 и РД869 работают на двух режимах с дросселированием тяги в 2,5 раза.

Высокие температуры продуктов сгорания в камерах ЖРД, мощные суммарные конвективные и лучистые тепловые потоки от продуктов сгорания к внутренней стенке

камеры требуют создания эффективной системы охлаждения, обеспечивающей допустимый уровень температур внутренней стенки со стороны продуктов сгорания и со стороны охладителя, работоспособность стенки в течение требуемого ресурса (по продолжительности работы и количеству включений), исключающей коксоотложение и пленочное кипение охладителя в трактах регенеративного охлаждения.

Как показали расчеты и экспериментальные исследования, обеспечить надежное охлаждение камер этих ЖРД при требуемых показателях экономичности невозможно даже при использовании обоих компонентов топлива – горючего и окислителя. Это обусловлено свойственной камерам ЖРД с малым давлением большой поверхностью охлаждения при относительно небольшом расходе компонентов топлива, снижением допустимого подогрева компонентов в трактах регенеративного охлаждения и температуры огневой стенки камеры со стороны охладителя при докритических давлениях компонентов топлива. Полностью не решает проблемы и замена части сверхзвукового

участка с регенеративным охлаждением насадком радиационного охлаждения.

В таких случаях в камерах ЖРД в дополнение к вышеуказанным способам охлаждения применяют внутреннее охлаждение огневой стенки – создание слоя продуктов сгорания с низкой температурой вблизи огневой стенки за счет избытка в нем одного из компонентов топлива.

В практике мирового ракетного двигателестроения внутреннее охлаждение камер ЖРД создают избытком горючего в пристеночном слое. Окислительная завеса для создания низкотемпературного пристеночного слоя не применяется. Специалисты российского ФГУП "Исследовательский центр имени М.В. Келдыша" [3] объясняют это следующим:

- при глубоком перемешивании окислительной завесы с основным потоком на стенке могут возникнуть зоны с соотношением компонентов топлива, близким к стехиометрическому;
- завеса с избытком окислителя является химически агрессивной средой по отношению к огневой стенке;
- продукты сгорания окислительной завесы имеют более низкое значение газовой постоянной по сравнению с продуктами сгорания восстановительного газа, что приводит к дополнительным потерям удельного импульса тяги;
- в случае прогара огневой стенки, вплоть до вскрытия каналов тракта регенеративного охлаждения, окислительная среда приводит к быстрому увеличению площади поврежденного участка.

В первых пяти двигателях, разработанных конструкторским бюро жидкостных ракетных двигателей ГП "КБ "Южное", внутреннее охлаждение камер было организовано путем создания смесительной головкой низкотемпературного пристеночного слоя с избытком горючего. В камерах малых тяг доля периферийных форсунок может достигать половины общего количества, поэтому создаваемый ими пристеноч-

ный слой занимает значительную часть рабочего объема камеры. Кроме того, расход горючего для создания пристеночного слоя был значительным из-за большой удаленности форсуночной головки от наиболее теплонапряженного участка камеры – критического сечения. Вследствие этого коэффициент полноты сгорания компонентов топлива и коэффициент удельного импульса тяги камеры двигателя были относительно низкими.

В связи с этим в камерах двигателей последующих разработок: маршевого двигателя РД857 второй ступени РН, основного РД858 и резервного РД859 двигателей лунного блока Е РН 11А52(Н1) – была применена комбинированная система внутреннего охлаждения: наряду с созданием форсуночной головкой низкотемпературного пристеночного слоя с избытком горючего введен щелевой пояс завесного охлаждения, расположенный на входе в сопло.

Организация внутреннего охлаждения камер ЖРД только за счет смесительной головки или в комбинации с поясами завес горючего успешно практиковалась в двигателях конструкторского бюро жидкостных ракетных двигателей ГП "КБ "Южное" последующих разработок до начала разработки двигателя РД864 космического буксира МБР ГП "КБ "Южное" третьего поколения.

Двигатель РД864 четырехкамерный, двухрежимный с многократным переключением с основного режима работы (ОР) на режим дросселирования (ДР) и обратно. Двигатель выполнен по схеме без дожигания генераторного газа, с турбонасосной системой подачи компонентов топлива.

Основные характеристики камеры двигателя РД864 согласно техническому заданию (ТЗ) на двигатель на этапе эскизного проекта (ЭП) приведены в табл. 1.

Высокие требования к энергетическим характеристикам и надежности охлаждения камеры двигателя обусловили выбор различного значения коэффициента массового соотношения компонентов топлива K на каждом из режимов.

Таблица 1

Основные характеристики камеры двигателя РД864 согласно ТЗ на этапе ЭП

Режим работы	Тяга камеры Р, кгс	Давление в камере сгорания Рк, кгс/см ²	Коэффициент массового соотношения компонентов топлива К	Удельный импульс тяги I, с	Расходный комплекс β, с
ОР	500	≈ 41,5	2,03	307,5	167,3
ДР	200	≈ 17	1,64	270,6	150

Различная продолжительность работы двигателей на ОР и ДР, задаваемая для разных экземпляров МБР в зависимости от поставленных задач, при различных значениях К на ОР и ДР вызывает необходимость иметь на борту МБР большие гарантийные запасы компонентов топлива, что ухудшает массовые характеристики МБР. Поэтому одной из важнейших задач экспериментальной отработки камеры двигателя стало исследование возможности сближения К двигателя на ОР и ДР, поиск и разработка технических решений и их реализация.

Камеру двигателя РД864 разрабатывали путем модификации однорежимной камеры тягой 1000 кгс двигателя РД859 – резервного двигателя лунного блока Е РН 11А52 (Н1), отличающейся высоким совершенством конструкции и параметров и работающей при сверхкритических давлениях компонентов топлива в трактах регенеративного охлаждения. В частности, полностью сохранена геометрия внутреннего контура, заимствованы основные конструктивные решения по смесительной головке и корпусу камеры. При модернизации конструкции изменены параметры форсунок, часть сверхзвукового сопла с регенеративным охлаждением заменена сопловым насадком радиационного охлаждения, бронзовая внутренняя стенка дозвукового сопла, критического сечения и начального участка сверхзвукового сопла заменена стальной. В начале цилиндра, вблизи смесительной головки, был установлен пояс завесы горючего в дополнение к имеющемуся в камере двигателя РД859 поясу завесы горючего, расположенному на радиусном участке сопряжения цилиндра с соплом.

Для ускорения начала отработки и обеспечения возможности проведения сравнительных испытаний различных схемных и конструктивных решений была разработана экспериментальная камера 04.0246-000-4 (рис. 1), состоящая из специально разработанных смесительной головки с двухкомпонентными центробежными форсунками, дополнительного пояса завесы или его имитатора и корпуса камеры, изготавливаемого путем доработки корпусов камер двигателя РД859, взятых из имеющегося задела. Соединение смесительной головки, дополнительной завесы или ее имитатора и корпуса камеры между собой разъемное.

Доработка корпуса камеры проводилась для обеспечения разъемного соединения и установки на выходе из корпуса камеры коллектора перепуска горючего из корпуса в смесительную головку.

В первых четырех экземплярах камер 04.0246-000-4 использовались штатные сверхзвуковые сопла камер двигателя РД859. Охлаждение их на первых испытаниях камер 04.0246-000-4 осуществлялось водой. Затем эти камеры были доработаны: сверхзвуковой участок сопла был укорочен по аналогии с регенеративно охлаждаемым сверхзвуковым участком сопла камеры двигателя РД864.

Охлаждение укороченного сверхзвукового сопла при испытаниях камер 04.0246-000-4 осуществлялось окислителем с последующим перепуском его в смесительную головку. Остальная часть корпуса камеры охлаждалась горючим.

Питание штатного и дополнительного поясов завесы осуществлялось горючим, взятым из выходного коллектора корпуса камеры.

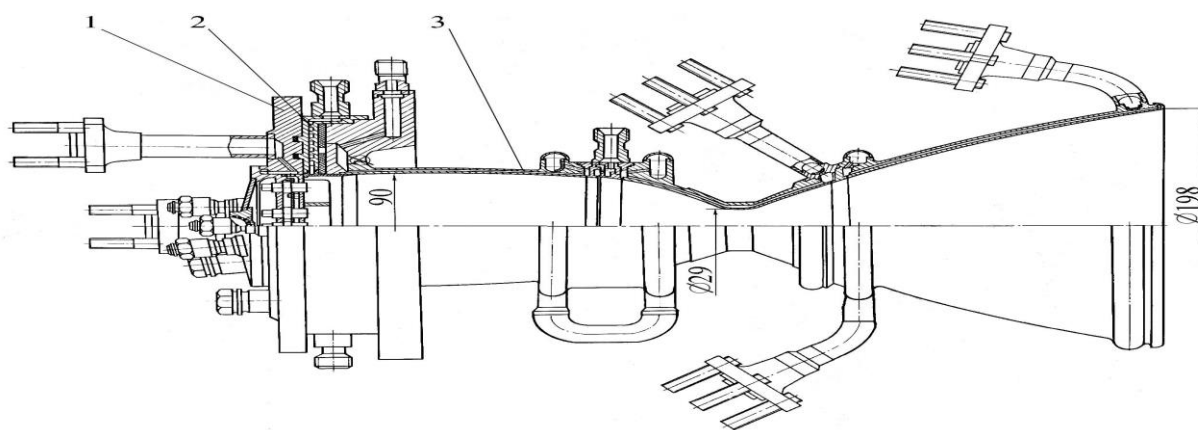


Рис. 1. Камера 04.0246-000-4:

1 – смесительная головка; 2 – пояс завесы или имитатор; 3 – корпус камеры.

Огневые испытания камеры 04.0246-000-4 проводились на стенде, не оснащённом барокамерой и газодинамической трубой, поэтому оценка экономичности рабочего процесса проводилась по значению расходного комплекса β .

На первом этапе испытаний экспериментальных камер проводились исследования четырнадцати различных вариантов смесительных головок, отличающихся перепадами давления на форсунках и заглублением торца сопла внутренней форсунки окислителя относительно торца сопла наружной форсунки горючего. Испытания проводились на камерах с одним поясом завесы, вместо дополнительного пояса завесы был установлен имитатор. При испытаниях в широком диапазоне изменялись давление в камере сгорания, соотношение компонентов топлива и расход горючего на пояс завесы. По результатам испытаний для дальнейшего проведения работ принят вариант смесительной головки, обеспечивающий:

- заданные требования по значению расходного комплекса β на ДР и наибольшее, близкое к заданному значению β на ОР;
- приемлемый подогрев окислителя на ОР и ДР и приемлемый подогрев горючего на ОР; однако подогрев горючего на ДР превышал допустимое значение;
- устойчивость рабочего процесса к высокочастотным колебаниям в 25%-ном диапазоне изменения давления в камере сгорания относительно номинальных значений на ОР и ДР; запас по устойчивости к низкочастотным колебаниям на ДР недостаточный как при снижении давления в

камере сгорания, так и при снижении коэффициента массового соотношения компонентов топлива.

Дальнейшие испытания камер 04.0246-000-4 проводили для исследования возможности сближения коэффициентов массового соотношения компонентов топлива в двигателе РД864 при работе на основном режиме и режиме дросселирования. Камеры комплектовали смесительными головками выбранного на первом этапе варианта и корпусами с одним или двумя поясами завес горючего.

Испытания проводились на ОР и ДР в широком диапазоне изменения коэффициента массового соотношения компонентов топлива и при различных расходах горючего через пояса завес. Основные результаты испытаний представлены на графиках (рис. 2, 3). Анализ результатов испытаний показывает:

- среднее значение расходного комплекса β на ОР (166,3 с) ниже заданного номинального значения (167,3 с);
- добиться существенного снижения подогрева горючего на ДР не удалось.

Объясняется это тем, что при организации внутреннего охлаждения путем создания низкотемпературного слоя продуктов сгорания с избытком горючего при помощи периферийных форсунок смесительной головки и одного или нескольких поясов завес образуется массивный пристеночный слой продуктов сгорания с низкими энергетическими характеристиками. В то же вре-

мя из-за использования большого количества горючего для создания избытка его в пристеночном слое коэффициент массового соотношения компонентов топлива в ядре смесительной головки значительно повышается до неоптимальных значений (близких к стехиометрическому соотношению и даже превышающих стехиометрическое). Все это приводит к значительным, недопустимым потерям удельного импульса тяги камеры двигателя.

Так, при организации внутреннего охлаждения камеры 04.0246-000-4 с применением одной или двух завес горючего минимальный расход горючего через пояса завес, при котором подогрев горючего в тракте регенеративного охлаждения на режиме дросселирования близок к предельно допустимому значению, но все же превышает его, составляет 11-13,7% суммарного расхода компонентов топлива или 29-36,2% расхода горючего при коэффициенте массового соотношения компонентов топлива по камере на ДР, равном 1,64. Но даже в этом случае для обеспечения работоспособности камеры необходимы дополнительные мероприятия по повышению эффективности внутреннего и наружного охлаждения. На ОР, в случае отсутствия регулирования внутреннего охлаждения, расход горючего через пояса завес увеличится практически пропорционально суммарному расходу горючего в камере, при этом коэффициент массового соотношения компонентов топлива, поступающих в камеру сгорания через форсунки ядра смесительной головки, возрастет до 2,98 при соотношении компонентов на входе в камеру, равном 2,03, что далеко от оптимального. Регулирование расхода горючего через пояса завес при переходе с ОР на ДР работы двигателя значительно усложняет камеру, увеличивает вес, усложняет схему и циклограмму работы двигателя. Но даже в этом случае, при минимальном расходе горючего через пояса завес, значение удельного импульса тяги камеры на ОР лишь приближается, но не достигает заданного значения.

Стало очевидным, что обеспечить заданный ТЗ удельный импульс тяги и надежное охлаждение дросселируемой в 2,5 раза камеры небольшой тяги, работающей при докритических давлениях компонентов топлива, традиционными методами невозможно, необходимо неординарное техническое решение.

И такое решение было найдено: впервые в мировой практике ракетного двигателестроения внутреннее охлаждение камеры двигателя было организовано с использованием разнокомпонентных поясов завес (окислителя и горючего). В дальнейшем на это техническое решение и конструкцию пояса завесы окислителя были получены патенты Украины [1, 2].

Внутреннее охлаждение камеры двигателя с использованием разнокомпонентных поясов завес осуществляется путем создания последовательно чередующихся низкотемпературных пристеночных слоев с избытком горючего или окислителя.

Первоначально смесительной головкой камеры формируется пристеночный слой с избытком горючего. Этот участок камеры сгорания вблизи огневого днища смесительной головки характеризуется относительно низкими тепловыми потоками, но высокой крупномасштабной турбулентностью продуктов сгорания. В начале цилиндрической части камеры, в конце зоны обратных токов, через первый щелевой пояс завесы, выходная щель которого на начальном участке защищена козырьком, вводится окислитель, образуя равномерную пленку жидкости непосредственно на стенке камеры. Крупномасштабная турбулентность в набегающем потоке гасится вблизи стенки, поэтому завеса не подвергается интенсивному размыванию.

При движении пленки завесы вдоль стенки в сторону сопла происходит ее постепенное испарение, смешение части продуктов газификации с первоначальным низкотемпературным пристеночным слоем с избытком горючего и его дожигание. Такой характер взаимодействия завесы с

набегающим потоком обеспечивает наличие низкотемпературного газифицированного слоя на всей длине цилиндра.

На входе в сопло через второй щелевой пояс завесы закрытого типа с накаткой, вводится горючее, образуя равномерную пелену жидкости непосредственно на стенке сопла. Далее, по аналогии с первой завесой, происходит постепенное испарение горючего, смешение части продуктов газификации с пристеночным слоем с избытком окислителя и их дожигание.

Завеса горючего вынесена за пределы зоны повышенной турбулентности, поэтому перемешивание ее и набегающего потока происходит достаточно медленно, что обеспечивает надежную тепловую защиту критического сечения сопла при относительно небольшом расходе горючего. При такой схеме организации завесного охлаждения расходы через завесы, особенно через первую, могут быть относительно большими, при этом за счет последовательного догорания потери на неполноту сгорания достаточно низкие. Кроме того, самая теплонапряженная часть камеры – критическое сечение – охлаждается пристеночным слоем с избытком горючего, что снижает интенсивность химической эрозии.

Проверка эффективности внутреннего охлаждения камеры с помощью разнокомпонентных поясов завес проводилась при огневых испытаниях тех же камер 04.0246-000-4, что и проверка охлаждения с помощью поясов завес горючего. С этой целью в дополнительный пояс завесы, расположенный вблизи смесительной головки,

вместо горючего подавался окислитель. Эффективность нового способа внутреннего охлаждения оценивалась по результатам сравнения полученных при огневых испытаниях значений расходного комплекса β и подогрева горючего в тракте регенеративного охлаждения ΔT камер с разнокомпонентными поясами завес и завесами только горючего.

Графики зависимости β и ΔT от коэффициента массового соотношения компонентов топлива на ОР и ДР, построенные по результатам испытаний камер с двумя разнокомпонентными поясами завес, совмещены с графиками результатов испытаний камер с поясами завес горючего, приведенными на рис. 2, 3.

Анализ результатов испытаний, приведенных на рис. 2, 3, показывает, что в камерах, выполненных с внутренним охлаждением с помощью разнокомпонентных поясов завес и выбранным вариантом смесительной головки:

- среднее значение расходного комплекса β на ОР на $\approx 4,5$ с, на ДР на $\approx 9,5$ с выше расходного комплекса камер с организацией внутреннего охлаждения только горючим. Это выше расходного комплекса камеры, заданного в ТЗ на этапе ЭП, на ОР на $\approx 3,4$ с, на ДР на $\approx 15,5$ с. В связи с этим следует ожидать в камере двигателя РД864 с новой системой внутреннего охлаждения увеличения удельного импульса тяги камеры на ≈ 6 с на ОР и на ≈ 30 с на ДР относительно заданного по ТЗ на этапе ЭП.

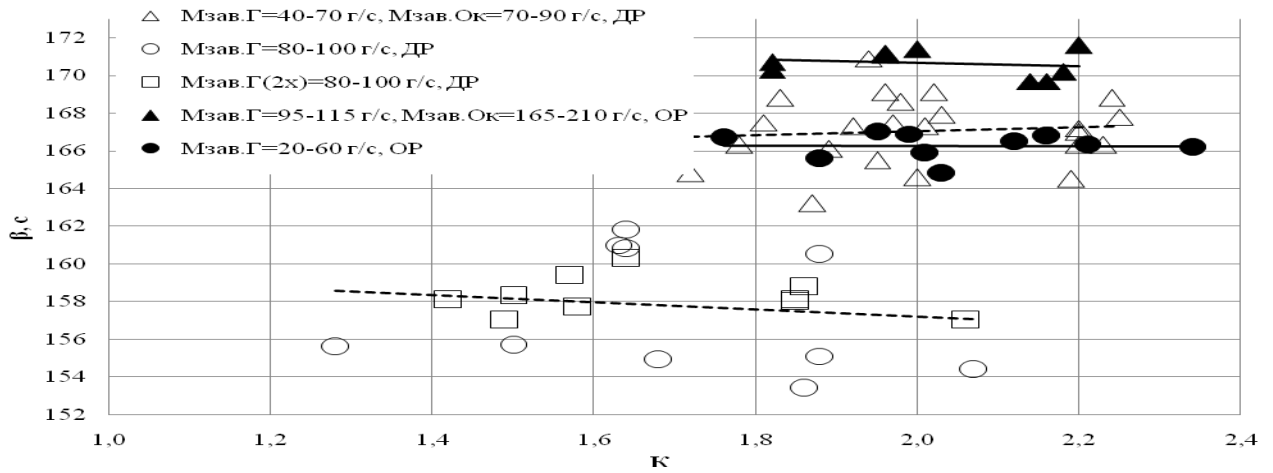


Рис. 2. Зависимость расходного комплекса β от коэффициента массового соотношения компонентов топлива в камере К при испытаниях на основном режиме (маркеры с заливкой) и режиме дросселирования (маркеры без заливки) для различных расходов компонентов на завесное охлаждение ($M_{зав.Г}$, $M_{зав.Ок}$, $M_{зав.Г(2x)}$) в камере с двумя завесами горючего)

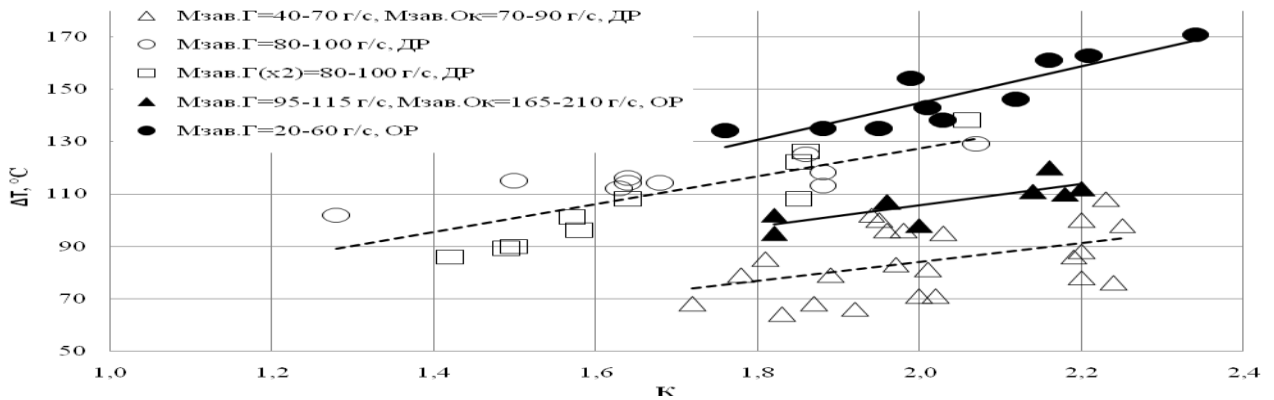


Рис. 3. Зависимость подогрева горючего ΔT от коэффициента массового соотношения компонентов топлива в камере К при испытаниях на основном режиме (маркеры с заливкой) и режиме дросселирования (маркеры без заливки) для различных расходов компонентов на завесное охлаждение ($M_{зав.Г}$, $M_{зав.Ок}$, $M_{зав.Г(2x)}$) в камере с двумя завесами горючего)

Это единственный случай в практике конструкторского бюро жидкостных ракетных двигателей ГП "КБ "Южное", а возможно, и в практике других КБ ракетных двигателей, когда разработка и внедрение оригинальных технических решений обеспечила такое значительное повышение энергетических характеристик двигателя.

По результатам испытаний камер 04.0246-000-4 в конструкторской документации на камеру двигателя РД864 первая завеса горючего, расположенная вблизи смесительной головки, была заменена завесой окислителя.

Камера двигателя РД864 с двумя разнокомпонентными поясами завес приведена на рис. 4.

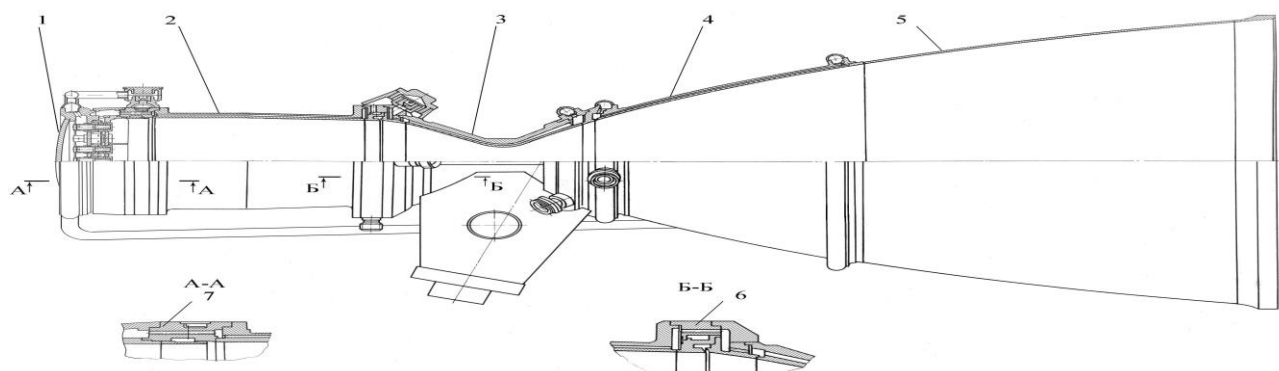


Рис. 4. Камера двигателя РД864:

1 – смесительная головка; 2 – цилиндр; 3 – средняя часть; 4 – секция охлаждаемого сверхзвукового сопла; 5 – сверхзвуковой насадок радиационного охлаждения; 6 – пояс завесы горючего; 7 – пояс завесы окислителя.

Как указано выше, экспериментальная камера 04.0246-000-4 и камера двигателя РД864 разработаны путем модификации камеры двигателя РД859. Все три камеры аналогичны по основным схемным и принципиальным конструктивным решениям. Однако в камере двигателя РД864, в отличие от камер двигателя РД859 и 04.0246-000-4, для снижения подогрева горючего бронзовая внутренняя стенка заменена стальной. Кроме того, в отличие от камеры двигателя РД859 в камере двигателя РД864 на цилиндрическом участке вблизи смесительной головки установлен дополнительный пояс завесы, в который из коллектора смесительной головки подается окислитель.

Отработка штатной камеры двигателя РД864 проводилась автономно и в составе двигателя.

Автономная отработка камеры проводилась в условиях, имитирующих эксплуатационные, на огневом стенде КБЮ № 5-б, оснащенный барокамерой, газозежкторной установкой и газодинамической трубой, обеспечивающих безотрывное истечение продуктов сгорания из сопла. Испытания проводились на ОР и ДР в широком диапазоне изменения давления в камере сгорания и коэффициента массового соотношения компонентов топлива при различных расходах компонентов топлива через пояса завес.

По результатам автономных испытаний определены и введены в конструкторскую документацию основные характеристики камеры, приведенные в табл. 2. Для сравнения в табл. 2 также приведены основные характеристики камеры, заданные в ТЗ на эта-

пе ЭП. Зависимости основных характеристик представлены на графиках (рис. 5, 6). Испытаниями подтверждена надежность охлаждения камеры (подогрев горючего на ДР уменьшился более чем на 40 С) и устойчивость рабочего процесса – границы высокочастотной и низкочастотной устойчивости в пределах двадцатипроцентного проверочного диапазона не достигнуты. Положительные результаты испытаний дали возможность принять равным коэффициент массового соотношения компонентов топлива в двигателе на ОР и ДР, что существенно упростило схему и циклограмму работы двигателя, позволило сократить количество узлов автоматики, упростить разводку трубопроводов и снизить массу двигателя. Вследствие этого имеющиеся на борту РН запасы компонентов топлива при принятых объемах баков дали возможность увеличить продолжительность работы двигателя РД864 на 100 с.

Таблица 2

Основные характеристики штатной камеры двигателя РД864

Документ	Режим работы	Тяга камеры Р, кгс	Давление в камере сгорания Р _к , кгс/см ²	Коэффициент массового соотношения компонентов топлива К	Удельный импульс тяги I, с	Расходный комплекс β, с
Штатная КД	ОР	504	41,8	1,92	314	171,9
	ДР	208	17,3	2,0	305,5	167,2
ТЗ на этапе ЭП	ОР	500	≈ 41,5	2,03	307,5	167,3
	ДР	200	≈ 17	1,64	270,6	150

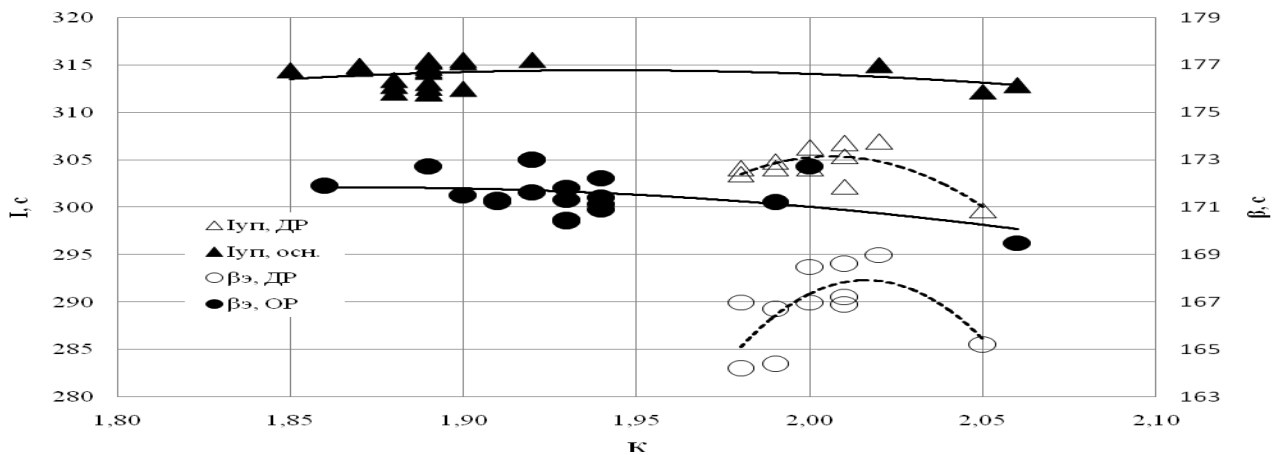


Рис. 5. Зависимость удельного импульса в пустоте I и расходного комплекса β от коэффициента массового соотношения компонентов топлива в камере К при испытаниях на основном режиме (маркеры с заливкой) и режиме дросселирования (маркеры без заливки)

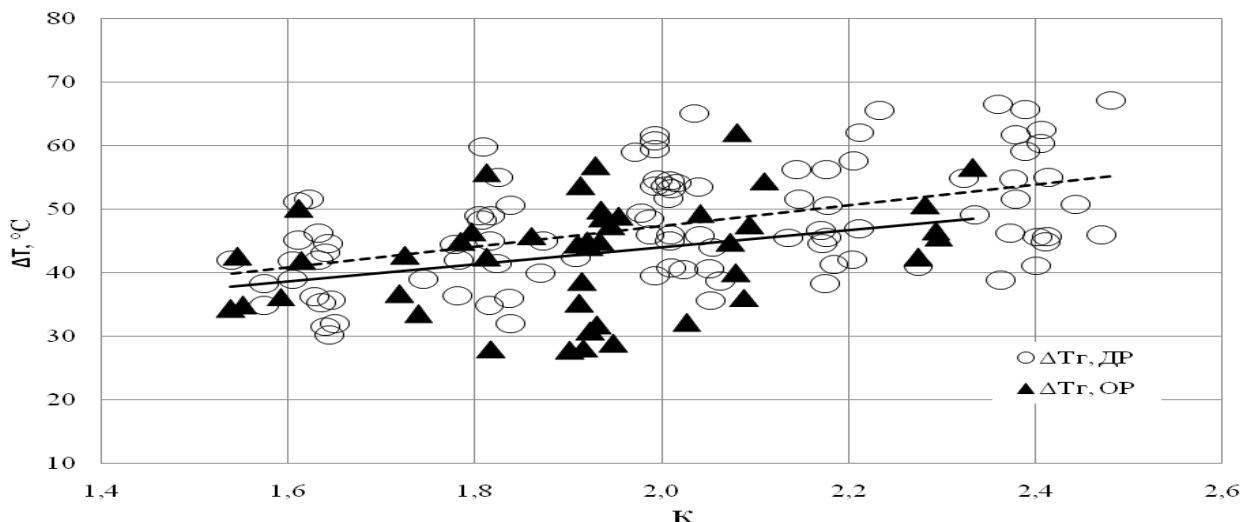


Рис. 6. Зависимость подогрева горючего ΔТ от коэффициента массового соотношения компонентов топлива в камере К при испытаниях на основном режиме (маркеры с заливкой) и режиме дросселирования (маркеры без заливки)

При всех последующих разработках конструкторского бюро жидкостных ракетных двигателей ГП "Южное" двигате-

лей этого класса и аналогичного назначения внутреннее охлаждение камер осуществлялось с помощью разнокомпонент-

ных поясов завес. При этом проводилась оптимизация геометрии гидравлических трактов и параметров регенеративного охлаждения камер, что давало возможность оптимизировать параметры завесного охлаждения, в частности расходы компонентов топлива через пояса завес. Вследствие этого даже при модификации камеры двигателя РД864 для двигателей последующих разработок и при разработке новой камеры двигателя РД868 были достигнуты более высокие энергетические характеристики, чем в камере двигателя РД864. Высокие характеристики камер конструкторского бюро жидкостных ракетных двигателей ГП "КБ "Южное" привлекли внимание зарубежных компаний. Так, по контракту с итальянской фирмой "Авио" ГП "КБ "Южное" разработало и совместно с ГП ПО ЮМЗ изготавливает блок маршевого двигателя (БМД) четвертой ступени европейской ракеты-носителя (ЕРН) "Вега". БМД отработан и квалифицирован. Два БМД успешно прошли летные испытания в составе ЕРН "Вега".

Камера БМД четвертой ступени ЕРН "Вега" изготавливается с двумя разнокомпонентными поясами завес. Удельный импульс тяги этой камеры и двигателя в целом на 7-9% выше, чем у лучших двигателей этого класса.

В отзывах руководителей российских предприятий ФГУП "Исследовательский центр имени М.В. Келдыша" (Москва), ОАО "Конструкторское бюро химавтоматики" (Воронеж), ОАО "НПО энергомаш" (Москва) подчеркивается, что высокие характеристики нового украинского двигателя достигнуты вследствие реализации в

конструкции двигателя новых оригинальных научно-технических решений, в частности принципиально новой организации внутреннего охлаждения камеры двигателя с помощью двух, расположенных в определенной последовательности, разнокомпонентных поясов завес (окислителя и горючего). Такое нетрадиционное решение обеспечивает надежное охлаждение камеры двигателя при минимальном снижении экономичности и повышает устойчивость рабочего процесса.

Таким образом, организация внутреннего охлаждения камер ЖРД небольших тяг, работающих на компонентах топлива АТ + НДМГ, с помощью разнокомпонентных поясов завес стала традиционной для КБ жидкостных ракетных двигателей ГП "КБ "Южное" и получила международное признание.

Список использованной литературы

1. Пат. № 43376, Украина. Камера рідинного ракетного двигуна та спосіб її охолодження / В.Г. Переверзєв, В.М. Шнякін. – 17.12.2001, Бюл. № 11.
2. Пат. № 45465, Украина. Пояс завіси внутрішнього охолодження камери ракетного двигуна / В.Г. Переверзєв, В.М. Шнякін. – 15.04.2002, Бюл. № 4.
3. Рабочие процессы в жидком ракетном двигателе и их моделирование / Под ред. акад. РАН А.С. Коротева. – М.: Машиностроение, 2008.

Статья поступила 08.01.2014