

УДК 621.453

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТЕПЛОВОГО ПОТОКА ОТ МАРШЕВОГО ЖРД НА ПАРАМЕТРЫ УПРАВЛЯЮЩИХ ЖРДМТ В УСЛОВИЯХ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО РАЗГОННОГО БЛОКА

© 2012 Ю. И. Агеенко¹, Р. Н. Гальперин², Ю. С. Ивашин², В. Е. Нигодюк², В. В. Рыжков², А. В. Сулинов²

¹ «Конструкторское бюро химического машиностроения им. А.М.Исаева»
- филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В.Хруничева»

² Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

Проведено экспериментальное исследование воздействия теплового потока, имитирующего влияние работающего маршевого двигателя, на параметры ЖРДМТ тягой $P = 25$ Н. Подтверждена работоспособность двигателей в условиях двигательной установки, определены параметры ЖРДМТ и запас до достижения их предельных значений по времени и по температуре.

Жидкостный ракетный двигатель малой тяги, огневой вакуумный стенд, тепловой поток, маршевый двигатель, работоспособность двигателя, температура элементов конструкции.

При проектировании новых объектов ракетно-космической техники стремление обеспечить минимальные габаритно-массовые характеристики, например, двигательных установок, часто приводит к взаимному влиянию отдельных элементов, что делает условия эксплуатации отличными от тех, в которых велась их автономная отработка. Так, при создании перспективного разгонного блока, жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) системы управления оказываются в зоне теплового воздействия от маршевого двигателя двигательной установки (ДУ). Поскольку ДУ комплектовались отработанными ЖРДМТ, в частности по тепловому состоянию конструкции, возникла необходимость в оценке их работоспособности в новых условиях эксплуатации.

Целесообразным является проведение исследований при имитации воздействия теплового потока от маршевого ЖРД и параметров окружающей среды, в частности при $p_n \leq 1,33 \cdot 10^{-1}$ Па (10^{-3} мм рт. ст.), обеспечивающих функциональное назначение экранно-вакуумной тепловой изоляции (ЭВТИ). В работе рассмотрены наиболее опасные сочетания теплообмена между маршевым двигателем ДУ и ЖРДМТ системы управления.

Цель настоящего исследования - экспериментальное определение работоспособности и параметров управляющих ЖРДМТ при воздействии на него теплового потока от работающего маршевого ЖРД, в условиях космического пространства.

В качестве объектов исследования были использованы два управляющих ЖРДМТ тягой $P = 25$ Н разработки «КБхиммаш имени А.М. Исаева» - филиала ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева». Общий вид двигателя показан на рис. 1.

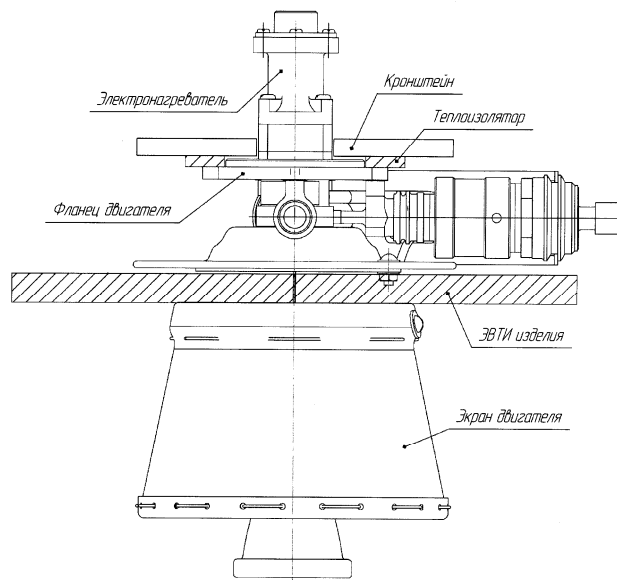


Рис. 1. Общий вид двигателя тягой $P = 25$ Н

ЖРДМТ номинальной тягой 25 Н работает на самовоспламеняющихся компонентах топлива: НДМГ+АТ; номинальное давление компонентов топлива на входе в двигатель составляет 1,52 МПа; удельный импульс тяги ЖРДМТ - 2800 м/с; массовое соотношение компонентов топлива - 1,85; геометрическая степень расширения сопла - 45. При этом в двигателе для упрощения системы управления предусмотрено включение элек-

тронагревателя (ЭН), расположенного на форсуночной головке ЖРДМТ и предназначенного для обеспечения незамерзания в период его «молчания» на земле перед стартом ракеты-носителя и неотключением его до завершения программы полёта (ЭН включён и во время работы ЖРДМТ). К тому же ЖРДМТ устанавливается на теплоизоляторах с высоким термическим сопротивлением. Всё это значительно ужесточает тепловое состояние двигателя, так не эксплуатируется ни один из известных в мире ЖРДМТ.

Для достижения эффективной организации внутрикамерного рабочего процесса в двигателях $P = 25$ Н использованы основные научные положения теоретических и экспериментальных исследований рабочего процесса ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива, проведённых в Научно-исследовательском центре космической энергетики (НИЦ КЭ) СГАУ [1, 2]: обеспечение с помощью смесительного элемента эффективного жидкофазного взаимодействия компонентов топлива путём достижения максимального смешения компонентов в жидкой фазе и применение полученных жидкофазных промежуточных продуктов взаимодействия компонентов в качестве внутреннего пристеночного охладителя стенки камеры сгорания. Для обеспечения эффективного жидкофазного взаимодействия компонентов топлива и организации внутреннего пристеночного охлаждения камеры сгорания в ЖРДМТ $P = 25$ Н система смесеобразования реализована на основе дефлекторно-центробежного смесительного элемента, обеспечивающего жидкофазное смешение компонентов топлива на внутренней стенке камеры сгорания [3]. Очевидно такая организация рабочего процесса в ЖРДМТ более устойчива к воздействию теплового потока на внешнюю поверхность камеры двигателя при включённом ЭН форсуночной головки ЖРДМТ и установке его на теплоизоляторах.

Взаимное расположение излучающей поверхности маршевого двигателя и ЖРДМТ, исследованное в процессе эксперимента, показано на рис. 2. Реально при испытаниях использовалась физическая модель излучающей поверхности маршевого двигателя – имитатор теплового потока, который имел существенно меньшие размеры по сравнению с излучающей поверхностью

маршевого двигателя, но обеспечивал такой же удельный тепловой поток, направленный на ЖРДМТ.

В результате проведённой расчётной оценки с использованием материалов [4, 5] и при допущениях, что температура любой точки излучающей поверхности маршевого двигателя имеет одинаковое значение и форма излучающей поверхности коническая, определён угол между осью испытываемого ЖРДМТ и осью имитатора теплового потока $\gamma_p = 27,5^\circ$. Легко показать, что уточнение γ_p с учетом реального распределения температуры по излучающей поверхности маршевого двигателя приводит к незначительному отклонению от принятого γ_p и идёт в запас работоспособности ЖРДМТ.

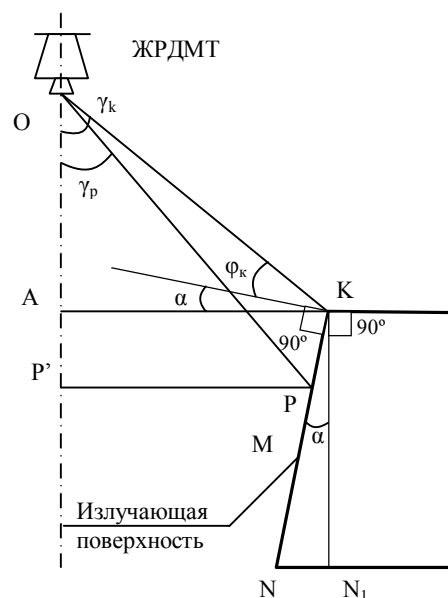


Рис. 2. Схема взаимного расположения излучающей поверхности KN маршевого двигателя и ЖРДМТ

Исследование проведено на огневом вакуумном стенде № 3 НИЦ КЭ СГАУ.

Вакуумная система стенда обеспечивает создание давления окружающей среды перед огневым испытанием двигателя величиной менее $1,33 \cdot 10^{-1}$ Па (10^{-3} мм рт. ст.). Принципиальная схема вакуумной системы стенда приведена на рис. 3. Вакуумная система имела в своём составе две вакуумные камеры ВК1 и ВК2. В камере ВК1 размещался испытываемый ЖРДМТ и оборудование для создания требуемых тепловых потоков. Вакуумная камера ВК1 имеет объём $0,32 \text{ м}^3$, а объём вакуумной камеры ВК2 составляет $V = 1,2 \text{ м}^3$. В выходном сечении сопла двигателя установлен кормовой диффу-

зор Д1, который через трубопровод и вакуумный затвор VM1 герметично соединён с камерой BK2. Кормовой диффузор и соединённый с ним газопровод обеспечивали эвакуацию продуктов сгорания при включении двигателя в камеру BK2 и, соответственно, газодинамическое разъединение газовых сред вакуумных камер. Основное назначение кормового диффузора Д1 - создать условия для безотрывного течения продуктов сгорания в сопле ЖРДМТ при давлениях в BK2, превышающих критический отрывной уровень давлений в сопле двигателя. Камера BK2 используется как буферный объём, необходимый для запуска кормового диффузора и аккумуляции продуктов сгорания работающего ЖРДМТ.

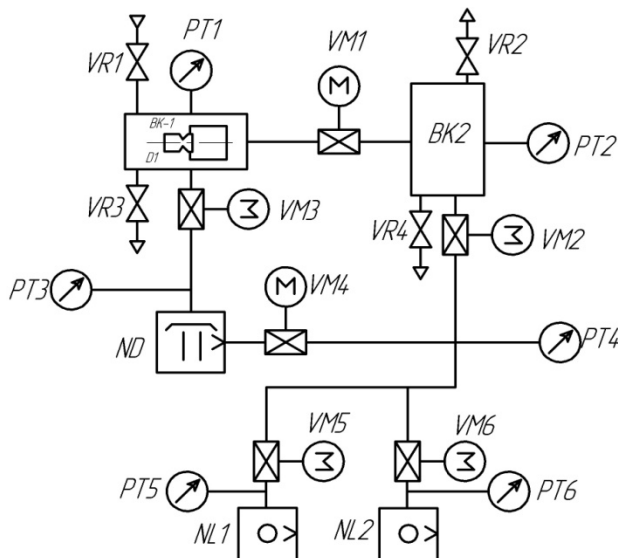


Рис. 3. Принципиальная схема вакуумной системы стенда

В вакуумную систему входят три вакуумных насоса, два из них NL1 и NL2 соединены параллельно и обеспечивают откачку продуктов сгорания двигателя из камеры BK2. Бустерный паромасляный насос ND служит для получения необходимого разрежения в BK1 при проведении тепловых испытаний. Насосы NL1 и NL2 работают как форвакуумные по отношению к насосу ND, обеспечивающему требуемое давление в вакуумной камере BK1 - не более $1,33 \cdot 10^{-1}$ Па (10^{-3} мм рт. ст.), где осуществлялось воздействие теплового потока на ЖРДМТ от имитатора маршевого двигателя.

Вакуумные камеры и вакуумные насосы соединены вакуумными трубопроводами различного диаметра, в которых установлены проходные вакуумные затворы

VM1 - VM6 и необходимые для измерения давлений вакуумметры PT1-PT5. В качестве форвакуумных насосов NL1 и NL2 в вакуумной системе используются два высокопроизводительных вакуумных плунжерных (золотниковых) насоса типа НВЗ-300. В качестве бустерного насоса ND на стенде применяется паромасляный насос 2НВБМ-160. Общий вид и компоновка вакуумных камер на стенде представлены на рис. 4. На переднем плане рис. 4 показаны вакуумная камера BK1 и бустерный паромасляный насос ND, на заднем - вакуумная камера BK2. Обе вакуумные камеры расположены горизонтально так, что оси камер перпендикулярны друг другу.



Рис. 4. Общий вид и расположение вакуумных камер на стенде

В процессе исследований работоспособности ЖРДМТ в условиях влияния внешнего теплового потока моделировалось воздействие следующих тепловых потоков:

- q_1 - теплового потока от имитатора маршевого двигателя;
- q_2 - теплового потока, проходящего через ЭВТИ изделия;
- q_3 - теплового потока, эквивалентного тепловому потоку от абсолютно чёрного тела температурой $+40^\circ \text{C}$.

Тепловой поток маршевого двигателя в эксперименте моделировался с помощью имитатора - излучателя разработки НИЦ КЭ. Излучатель, выполненный в виде электрического нагревателя, обеспечивал создание заданной плотности теплового потока в выходном сечении его дефлектора, в диапазоне от 0 до 20 кВт/м^2 . Корпус излучателя имеет круглую плоскую излучающую поверхность наружным диаметром 180 мм, по периметру которой перпендикулярно к её плоскости ус-

тановлен цилиндрический дефлектор. Регулирование излучателя осуществлялось путём изменения напряжения питания имитатора и контроля напряжения и тока в электрической цепи нагревателя. Перед проведением испытаний была проведена градуировка имитатора теплового потока. Результаты градуировки имитатора-излучателя представлены на рис. 5 в виде зависимости плотности теплового потока излучателя « q_1 » от напряжения питания, подаваемого на имитатор-излучатель, « $U_{изл}$ ».

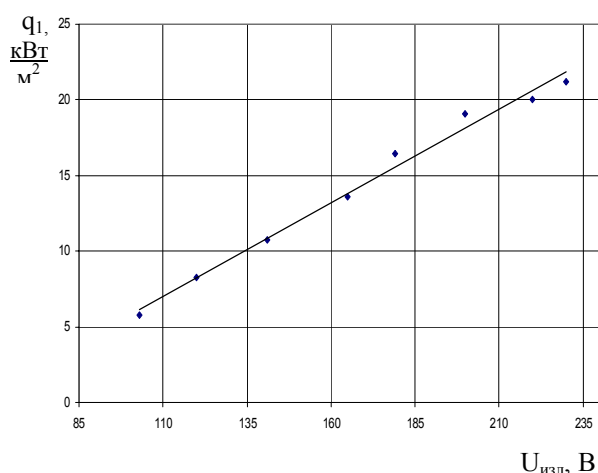


Рис. 5. Зависимость плотности теплового потока имитатора-излучателя « q_1 » от напряжения питания, подаваемого на имитатор-излучатель, « $U_{изл}$ »

В качестве средства измерения плотности теплового потока q_2 , проходящего через ЭВТИ двигателя, использовался датчик - преобразователь плотности теплового потока ПТП 03. Тепловой поток q_3 , эквивалентный тепловому потоку от абсолютно чёрного тела температурой $+40^{\circ}C$, создаётся с помощью фрагмента внутренней поверхности вакуумной камеры ВК1. К наружной поверхности вакуумной камеры ВК1 был присоединен кожух, создающий с наружной поверхностью вакуумной камеры теплообменник-«рубашку» для её охлаждения или нагрева. Для этого с помощью гидравлической системы, подсоединённой к магистрали с водой, включающей в себя регулятор расхода, нагревательный элемент и электронный блок управления, поддерживается заданная температура задней внутренней поверхности стенки камеры ВК1 в диапазоне от $+20$ до $+40^{\circ}C$. В качестве датчика измерения данной температуры использовался плоский гибкий термопреобразователь сопротивления ТСП 9703. Схема расположения основных элементов систем

обеспечения теплового воздействия на ЖРДМТ и средств измерения тепловых потоков показана на рис. 6.

Стендовая система измерений обеспечивала измерение и регистрацию следующих основных параметров ЖРДМТ: давления компонентов топлива на входе в двигатель, давлений в вакуумных камерах, давления в камере сгорания, расходов компонентов топлива, температур элементов конструкции двигателя, электрических параметров клапанов и электронагревателя двигателя.

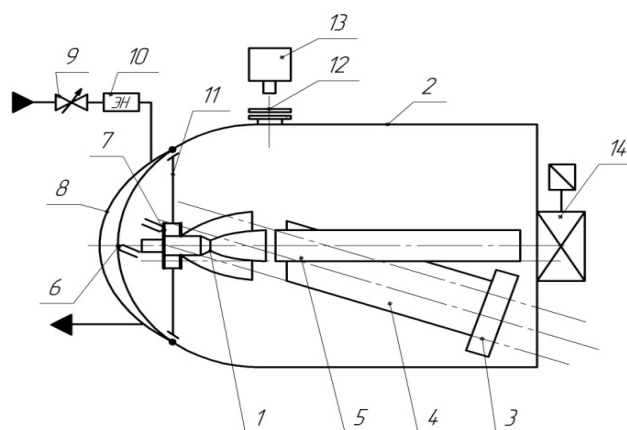


Рис. 6. Схема расположения элементов систем обеспечения теплового воздействия на ЖРДМТ и средств измерения тепловых потоков: 1 – ЖРДМТ; 2 – вакуумная камера ВК1; 3 – излучатель теплового потока q_1 ; 4 – дефлектор излучателя теплового потока q_1 ; 5 – кормовой диффузор; 6 – датчик температуры для измерения температуры оболочки вакуумной камеры ВК1; 7 – преобразователь для измерения плотности теплового потока q_2 ; 8 – теплообменник - «рубашка»; 9 – регулятор расхода жидкости; 10 – электронагреватель; 11 – стендовая ЭВТИ; 12 – окно с кварцевым стеклом; 13 – тепловизионная система; 14 – вакуумная задвижка

Для измерения температур элементов конструкции ЖРДМТ: клапанов горючего и окислителя (на входе и на выходе), фланца, переходника, головки, - использовались хромель-копелевые и хромель-алюмелевые термопары. Для измерения температуры наружной поверхности камеры ЖРДМТ применялся бесконтактный метод с использованием инфракрасной тепловизионной системы. В целях определения температуры поверхности камеры бесконтактным способом в теплоизоляционном экране ЖРДМТ выполнялось окно. Тепловизионная система обеспечивает измерение температуры в диапазоне $(-20...2500)^{\circ}C$, точность измерений $\pm 1^{\circ}C$ (или $\pm 1\%$); температурную чувствительность не менее $18 мК$; спектральный диапазон $3-5 мкм$; разрешение изображения

640×512 / 14 бит; максимальную частоту обновления полных кадров – не менее 100 Гц (с возможностью увеличения до 3000 Гц); время интегрирования – от 3 мкс; сменную оптику с системой фильтров; вход для внешних управляющих сигналов; цифровой выход - USB2, Camlink, GigE; синхронизацию съёмки с внешними аналоговыми сигналами; термографический анализ с помощью специального программного обеспечения.

Программные средства обеспечивают согласование тепловизора с компьютером, стандартную или специализированную обработку изображений и отображение измерительной информации. Компьютерные программы позволяют проводить анализ термограмм, в частности, изменять основные установки тепловизора (коэффициент излучения, диапазон измерения), определять среднюю температуру в областях различной формы, строить профили, изотермы, гистограммы. Программы дают возможность пользоваться стандартными функциями среды Windows, что делает их гибкими при написании и редактировании документов. Используемая в процессе исследования программа анализа термограмм «Altair» предназначена для обработки изображений, полученных с помощью инфракрасных камер с видеопреобразователями 2D. Программа обеспечивает возможность просмотра последовательности изображений в режиме реального времени и сохранения их со скоростью 200 кадров в секунду. В сочетании с другими компонентами программного обеспечения, она может использоваться для управления режимом съёмки и последующей обработки изображения.

Управление пневмогидравлической системой стенда и ЖРДМТ осуществляется от пульта управления стенда. Регистрация сигналов измерений велась с помощью автоматизированной системы NATIONAL INSTRUMENTS. Автоматизированная система (рис. 7) состояла из компьютера с шасси NI PXI-8106 с дисплеем, клавиатурой, мышью и платой ввода-вывода информации. В данном эксперименте использовалась универсальная плата ввода-вывода типа NI PXI-6251 и плата ввода сигналов с термопар NI SCXI-1102. Каждая плата имела специализированную клеммную коробку для подключения сигналов от датчиков. Плата NI SCXI-1102 регистрировала температуры, а плата

NI PXI-6251 – все остальные параметры.

Экспериментальное исследование проводилось в объёме выполнения трёх видов испытаний каждого ЖРДМТ № 1 и № 2 по следующему алгоритму.

1. Испытание № 1 - имитация воздействия тепловых потоков на ЖРДМТ от маршевого двигателя без огневого включения ЖРДМТ:

- воздействие на ЖРДМТ тепловых потоков (q_1, q_2, q_3) продолжительностью τ_6 , соответствующей времени работы маршевого ЖРД. В течение испытаний ведутся измерения и регистрация тепловых потоков (q_1, q_2, q_3) и температур элементов конструкции (переходника, головки, фланца, на входе и выходе клапанов горючего и окислителя, поверхности камеры);

- по истечении τ_6 продолжение воздействия на ЖРДМТ тепловых потоков (q_1, q_2, q_3) до достижения установившегося теплового состояния ЖРДМТ (продолжается регистрация тепловых потоков и температуры элементов конструкции).

2. Испытание № 2 – имитация воздействия на ЖРДМТ тепловых потоков от маршевого двигателя с последующим огневым включением ЖРДМТ:

- воздействие на ЖРДМТ тепловых потоков (q_1, q_2, q_3) в течение τ_6 . В процессе испытания ведутся измерения и регистрация тепловых потоков (q_1, q_2, q_3) и температур элементов конструкции;

- по истечении τ_6 , продолжая имитацию воздействия тепловых потоков (q_1, q_2, q_3) от маршевого двигателя, огневое включение ЖРДМТ продолжительностью $\tau_{вкл}=50$ с при давлениях компонентов топлива на входе в двигатель $p_{вхо}=p_{вхг}=20$ кг/см² с регистрацией параметров двигателя, тепловых потоков и температур элементов конструкции.

3. Испытание № 3 - имитация воздействия на ЖРДМТ тепловых потоков от маршевого двигателя с предварительным огневым включением ЖРДМТ:

- обеспечение теплового состояния ЖРДМТ огневой работой двигателя при $p_{вхо}=p_{вхг}=20$ кг/см², $\tau_{вкл} = 50$ с;

- за 3...5с до отключения ЖРДМТ включение воздействия на ЖРДМТ тепловых потоков (q_1, q_2, q_3) от маршевого двигателя продолжительностью τ_6 . В течение испытания ведутся измерения и регистрация тепловых потоков (q_1, q_2, q_3) и температур

элементов конструкции;

- по истечении τ_6 , продолжение воздействия на ЖРДМТ тепловых потоков (q_1 , q_2 , q_3) до достижения установившегося теплового состояния ЖРДМТ (продолжается

регистрация тепловых потоков и температуры элементов конструкции), при этом ЭН включён и ЖРДМТ установлен на теплоизоляторах.

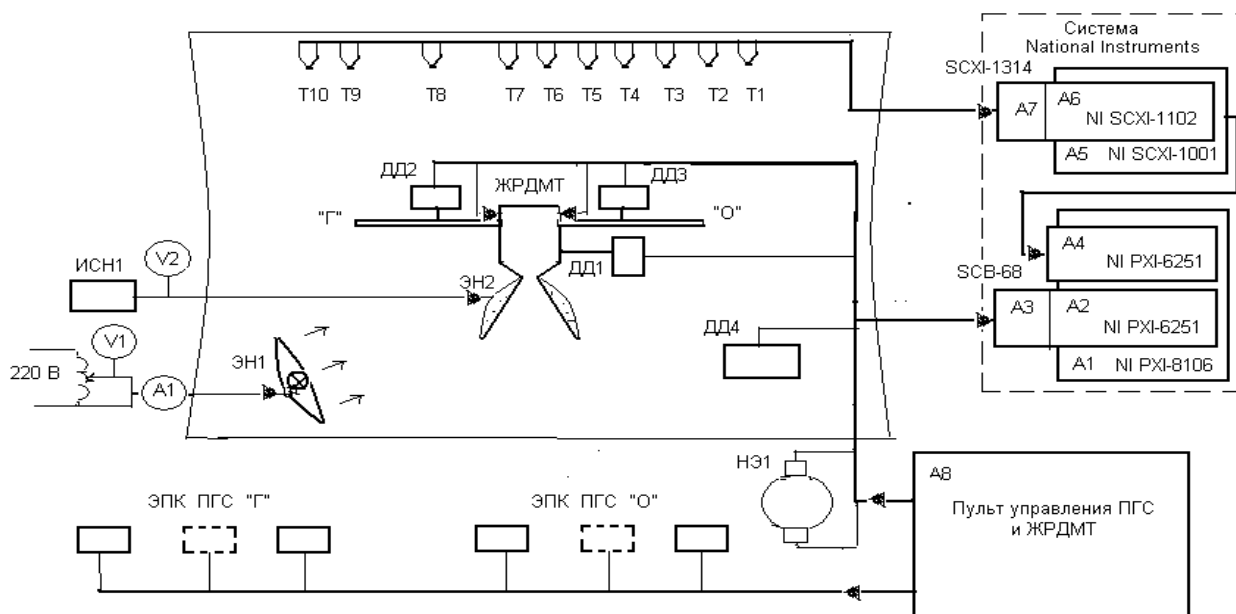


Рис. 7. Структурная схема системы управления стендом

По результатам проведённых трёх видов испытаний каждого ЖРДМТ можно констатировать следующее.

В процессе выполнения испытания № 1 зарегистрирован рост температуры всех элементов конструкции двигателя с течением времени до окончания эксперимента. Длительность эксперимента при испытаниях ЖРДМТ № 1 была ограничена временем $\tau = 8000$ с, а изделия №2 - $\tau = 11500$ с (влияние тепловых потоков, имитирующих работу маршевого двигателя, на ЖРДМТ осуществлялось в период времени $\tau=4800...6000$ с), при котором температура клапана окислителя на выходе достигала критического значения $t_{\text{к.л.о}}^{\text{вых}} = 120$ °С (условно принято с запасом). При этом максимальная температура элементов конструкции ЖРДМТ зарегистрирована на головке двигателя и составила: $t_{\text{гол}} = 142$ °С (237,9 °С) на двигателе № 1; $t_{\text{гол}} = 117$ °С (240,1 °С) на двигателе № 2. При работе ЖРДМТ без включения ЭН максимальная температура на головке не превышала 30°С, а при включенном ЭН достигала 80 °С [3]. Первая цифра соответствует моменту времени $\tau = 6000$ с (окончание воздействия q_1 , q_2 и q_3 , имитирующего влияние маршевого двигателя), а вторая – моменту времени $\tau = 8000$ с (окончание эксперимента).

По результатам испытания № 1 можно утверждать, что запас работоспособности ЖРДМТ № 1 относительно его предельных значений по времени составляет значение $\tau_{\text{зр}} = 2000$ с, а для ЖРДМТ № 2 - $\tau_{\text{зр}} = 5500$ с.

Особенностью испытания № 2 являлось наличие характерных падений практически всех температур элементов двигателей за счёт передачи тепла от конструкции двигателя компонентам топлива и жидкофазным промежуточным продуктам взаимодействия компонентов (внутреннему пристеночному охладителю стенки камеры сгорания) с последующим ростом температуры элементов изделия при передаче тепла от разогретого в процессе включения в непрерывном режиме ЖРДМТ. Следует отметить, что предварительный нагрев ЖРДМТ за счёт воздействия тепловых потоков от маршевого двигателя весьма слабо влияет на тепловое состояние собственно ракетного двигателя малой тяги в рассмотренной последовательности их включения. Запас работоспособности ЖРДМТ по максимальной температуре конструкции, обусловленной температурой поверхности камеры двигателя и равной $t_{\text{кам.}} \sim 1200$ °С, составил величину порядка $t_{\text{зр.}} \sim 600$ °С.

Для испытания № 3 рассматриваемая

последовательность включения ЖРДМТ и дальнейшее воздействие тепловых потоков от маршевого двигателя с точки зрения теплового состояния жидкостного ракетного двигателя малой тяги оказались наиболее напряжёнными. Отдельные результаты испытания № 3, на котором включение ЖРДМТ осуществлялось до имитации воздействия тепловых потоков от маршевого двигателя, для двигателя № 1 представлены на рис. 8-11.

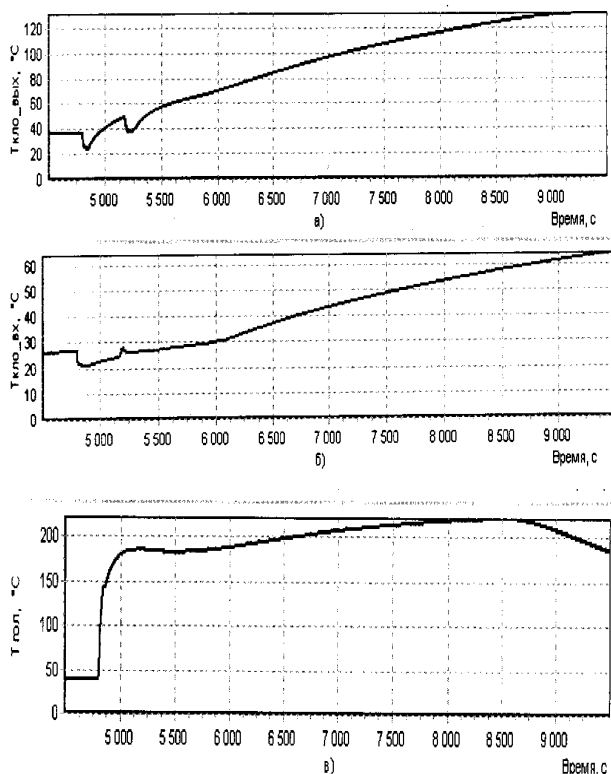


Рис. 8. Изменение во времени температур конструкции клапана окислителя на выходе (а) и на входе (б), форсуночной головки (в)

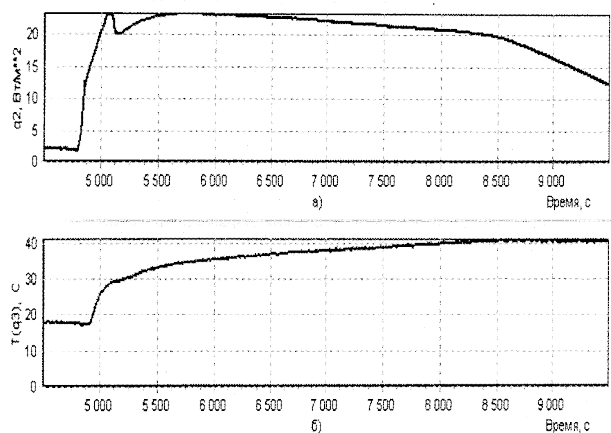


Рис. 9. Изменение во времени плотности теплового потока, проходящего через ЭВТИ двигателя (а) и температуры абсолютно черного тела + 40°С (б)

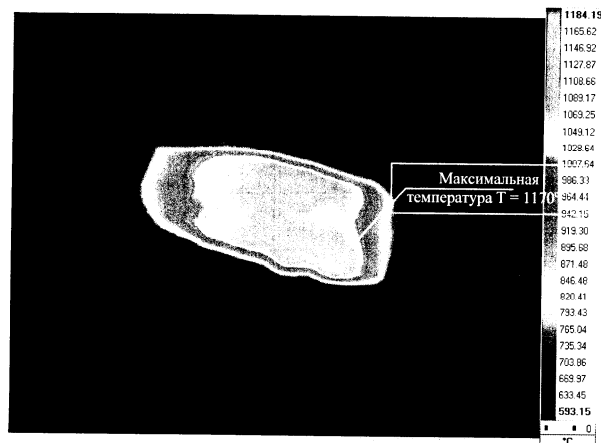


Рис. 10. Распределение температуры наружной поверхности камеры в пределах окна для ЖРДМТ № 1

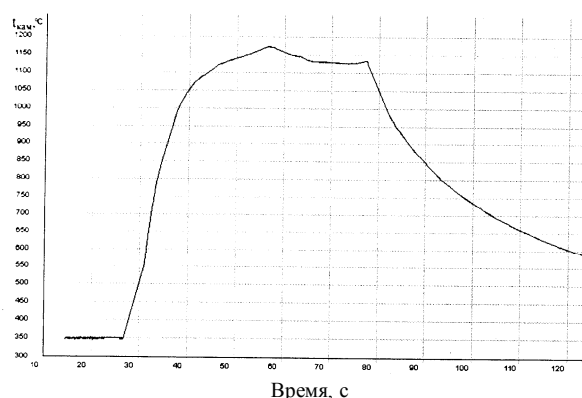


Рис. 11. Изменение во времени температуры наружной поверхности камеры в пределах окна для ЖРДМТ № 1

За характерные времена принимались $\tau = 6000$ с и $\tau = 8500$ с для изделия № 1 и $\tau = 6000$ с и $\tau = 8000$ с для изделия № 2, когда эксперимент был прекращён по причине достижения температуры клапана окислителя на выходе $t_{кпо}^{вых} = 120$ °С.

По результатам испытания 3 запас работоспособности ЖРДМТ по максимальной температуре конструкции также был не менее $t_{зр} = 600$ °С, максимальная температура наружной поверхности камеры ЖРДМТ составила 1170°С (рис. 10, 11).

Результаты экспериментального исследования работоспособности и параметров ЖРДМТ Р = 25 Н № 1 и № 2 при воздействии на них имитирующего теплового потока от работающего маршевого двигателя, показали следующее:

- заложенные в экспериментальную установку технические решения в части вакуумной системы (конфигурация из двух барокамер, использование кормового диффузора, применение бустерного высоковакуумного

насоса), а также создание устройств для воздействия на ЖРДМТ тепловыми потоками q_1, q_2, q_3 обеспечили выполнение требуемых условий проведения испытаний;

- экспериментально зарегистрированы температуры основных элементов двигателей (переходника, головки, фланца, клапанов «О» и «Г», камеры): максимальной температурой среди элементов конструкции изделия обладала головка $t_{\text{гол}} \leq 250^\circ\text{C}$, температура на выходе клапана окислителя ограничивала работоспособность двигателей по времени - $t_{\text{кл о}}^{\text{вых}} = 120^\circ\text{C}$ (условно принято с запасом), максимальная зарегистрированная температура камеры ЖРДМТ составила $t_k = 1200^\circ\text{C}$;

- оба двигателя прошли весь цикл испытаний № 1...3 в полном объеме без замечаний;

- установленные запасы работоспособности ЖРДМТ $P = 25$ Н до достижения их предельных значений составили по времени не менее $\tau_{\text{зр}} = 2000$ с и по температуре не менее $t_{\text{зр}} = 600^\circ\text{C}$.

Следует отметить, что одним из основных факторов, обеспечивающих запас работоспособности ЖРДМТ $P = 25$ Н при влиянии внешних тепловых потоков (при работе ЖРДМТ с включённым ЭН на форсуночной головке и установке ЖРДМТ на теплоизоляторах), являются особенности организации внутрикамерного рабочего процесса в двигателе – использование жидкофазных проме-

жуточных продуктов взаимодействия компонентов топлива в качестве внутреннего пристеночного охладителя.

Библиографический список

1. Дубинкин, Ю.М. Проблемы организации рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей малой тяги [Текст]/Ю.М. Дубинкин, В.Е. Нигодюк // Известия ВУЗов. Авиационная техника. - 1993. - № 2. - С. 71-74.
2. Нигодюк, В.Е. Исследование закономерностей жидкофазного взаимодействия компонентов СЖРТ [Текст]/В.Е. Нигодюк, А.В. Сулинов// Вестник СГАУ. -2009. -№ 3 (19). – С. 316-321.
3. Агеенко Ю.И. Исследование параметров смесеобразования и методический подход к расчетам и проектированию ЖРДМТ со струйно-центробежной схемой смешения компонентов АТ и НДМГ на стенке камеры сгорания [Текст] / Ю.И. Агеенко // Вестник СГАУ. -2009. - № 3 (19). Ч.2. - С.171 - 177.
4. Фаворский, О. Н. Вопросы теплообмена в космосе [Текст]: изд. 2-е, доп.; учеб. пособие для вузов/ О. Н.Фаворский, Я. С. Каданер. - Л.: Высшая школа, 1972. - 280 с.
5. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике [Текст]/ под ред. В.К. Кошкина. - М.: Машиностроение, 1975. - 623 с.

RESEARCH OF INFLUENCE OF THE THERMAL STREAM FROM THE MID-FLIGHT LIQUID ROCKET ENGINE ON PARAMETERS OF OPERATING LIQUID ROCKET ENGINES OF SMALL DRAUGHT IN THE CONDITIONS OF PERSPECTIVE RAZGONNOGO'S PROPULSION SYSTEM OF THE BLOCK

© 2012 Y. I. Ageenko¹,

R. N. Galperin², Y. S. Ivashin², V. E. Nigodjuk², V. V. Ryzhkov², A. V. Sulinov²

¹«Isayev chemical engineering design bureau – branch Khrunichev State Research and Production Space Center»

²The Samara state space university of a name of academician S.P. Korolyov (national research university)

The pilot study of influence of the thermal stream simulating influence of the working mid-flight engine on parameters of liquid rocket engines of small draft is carried out. Operability of engines in the conditions of the propulsion system is confirmed, parameters of liquid rocket engines of small draft are defined and reserved before achievement of their limiting values on time and on temperature.

Liquid rocket engine of small draft, fire vacuum stand, thermal stream, mid-flight engine, operability of the engine, temperature of elements of a design.

Информация об авторах

Агеенко Юрий Иванович, кандидат технических наук, главный конструктор направления, начальник отдела жидкостных ракетных двигателей малой тяги «Конструкторского бюро химического машиностроения им. А.М.Исаева» - филиала ФГУП «ГКНПЦ им. М.В.Хруничева». E-mail: kbhimmash@korolev-net.ru. Область научных интересов: организация рабочих процессов в жидкостных ракетных двигателях малой тяги, исследование параметров смесеобразования в них.

Гальперин Рудольф Натанович, старший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: ke_src@ssau.ru. Область научных интересов: исследование рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов.

Ивашин Юрий Сергеевич, кандидат технических наук, старший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: ke_src@ssau.ru. Область научных интересов: автоматизация испытаний двигателей летательных аппаратов.

Нигодюк Валентин Евгеньевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: ke_src@ssau.ru. Область научных интересов: исследование рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов.

Рыжков Владимир Васильевич, кандидат технических наук, научный руководитель Научно-исследовательского центра космической энергетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: ke_src@ssau.ru. Область научных интересов: исследование рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов.

Сулинов Александр Васильевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов и с.н.с. Научно-исследовательского центра космической энергетики Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: ke_src@ssau.ru. Область научных интересов: исследование рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов.

Ageenko Yuri Ivanovich, candidate of technical science, chief designer lines, Head of the liquid rocket engine of small thrust, renowned designer. E-mail: kbhimmash@korolev-net.ru. Area of research: the organization of work processes in liquid engines of small thrust, the study of parameters of mixture.

Galperin Rudolf Natanovich, senior research fellow, research center of cosmic energy of Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (national research University). E-mail: ke_src@ssau.ru. Area of research: the working process in the engines of the aircraft.

Ivashin Yuri Sergeyevich, candidate of technical science, senior research fellow, research center of cosmic energy of Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (national research University). E-mail: ke_src@ssau.ru. Area of research: automation of tests of engines of aircraft.

Nigodjuk Valentin Evgenievich, candidate of technical science, associate professor of the department of theory engines flight -governmental apparatus of Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (national research University). E-mail: ke_src@ssau.ru. Area of research: the working process in the engines of the aircraft.

Ryzhkov Vladimir Vasilyevich, candidate of technical science, research supervisor of the Research center of space power of Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (national research University). E-mail: ke_src@ssau.ru. Area of research: the working process in the engines of the aircraft.

Sulinov Alexander Vasilyevich, candidate of technical science, associate professor of the department of theory engines flight-governmental apparatus and senior research fellow, research center of cosmic energy of Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (national research University). E-mail: ke_src@ssau.ru. Area of research: the working process in the engines of the aircraft.