

УДК 621.453

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЖРДМТ С ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ СТЕПЕНЬЮ РАСШИРЕНИЯ СОПЛА $\bar{F}_a = 200$

© 2013 Ю. И. Агеенко¹, В. Е. Нигодюк²,
В. В. Рыжков², А. В. Сулинов², С. А. Шустов²

¹«КБХиммаш имени А.М. Исаева» – филиал ФГУП «ГКНПЦ
имени М.В. Хруничева»

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

Проведены теоретические и экспериментальные исследования по определению энергетических параметров на примере ЖРДМТ номинальной тягой в пустоте 50 Н на компонентах топлива НДМГ и АТ с геометрической степенью расширения сопла $\bar{F}_a = 200$.

Жидкостный ракетный двигатель малой тяги, термовакуумный огневой стенд, энергетические параметры, геометрическая степень расширения сопла, удельный импульс тяги, тяговый комплекс.

В настоящее время в качестве исполнительных органов систем управления космическими аппаратами (КА) широко используются двухкомпонентные жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) на самовоспламеняющихся компонентах топлива. В качестве горючего в двигателях используется несимметричный диметилгидразин (НДМГ) или монометилгидразин (ММГ), в качестве окислителя – азотный тетраоксид (АТ). Так, например, пилотируемый КА «Союз ТМ» оснащён 28 жидкостными ракетными двигателями малой тяги.

Значения удельного импульса тяги, расходного комплекса, тягового комплекса в широком диапазоне изменения определяющих режимных параметров современных ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива далеки от термодинамических их показателей, поэтому сохраняется актуальность задачи повышения удельных параметров двигателей для улучшения энергомассовых параметров КА.

Повышение энергетических параметров современных ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива возможно по следующим основным направлениям [1-6]:

а) в системах смесеобразования (смесительных элементах), прежде всего, за счёт организации жидкофазного взаимодействия самовоспламеняющихся компонентов топлива;

б) в камере сгорания путём интенсификации процессов преобразования промежуточных продуктов жидкофазного взаимодействия, газофазного смешения, организации внутреннего охлаждения, в частности с помощью жидкофазных промежуточных продуктов взаимодействия компонентов;

в) в конструкции ЖРДМТ использование жаропрочных материалов и повышение полноты сгорания компонентов топлива за счёт увеличения приведённой длины камеры сгорания;

г) в соплах за счёт оптимизации геометрического контура дозвуковой и сверхзвуковой частей сопла Лавалья.

Одним из доступных путей повышения энергетических параметров ЖРДМТ без изменения конструкции смесительной головки и камеры сгорания является увеличение геометрической степени расширения сопла Лавалья, несмотря на некоторое увеличение массы и габаритов двигателя.

Не проводя в настоящей статье анализа состояния проблемы, следует отметить, что в большинстве зарубежных двигателей малой тяги, особенно двухкомпонентных, уже используют сопла с геометрическими степенями расширения в диапазоне $\bar{F}_a = 150 \dots 300$ [7]. Это, как правило, относится к разработкам ЖРДМТ начала 2000-х годов. Но и модернизированные двигатели (даже серии R-4D) компании Boeing (ранее Kaiser Marquardt), которые в качестве конструкционного материала камеры сгорания и сопла используют сплавы на основе ниобия, имеют геометрическую степень расширения сопла $\bar{F}_a = 164$. Двигатели компании Northrop Grumman, такие как TR-308 (TR-306), имеют $\bar{F}_a \sim 200$, камера сгорания и сопло которых изготовлены из ниобиевого сплава, покрытого силицидным покрытием. Двигатель TR-312-100YN имеет уже $\bar{F}_a \sim 250$, его камера сгорания и участок минимального сечения сопла изготовлены из сплава на основе титана с покрытием. Двигатели фирмы AMPAC JSP серии Leros 2b - Qualified, в частности, ДМТ Leros 26 тягой 400 Н, разрабатываются с керамическим соплом $\bar{F}_a = 360$.

Даже неполный анализ современных зарубежных ДМТ указывает на перспективы применения в конструкции ЖРДМТ сопел с геометрической степенью расширения $\bar{F}_a \geq 200$.

Цель работы – определение энергетических параметров на примере ЖРДМТ номинальной тягой в пустоте 50 Н на компонентах топлива НДМГ и АТ с геометрической степенью расширения сопла $\bar{F}_a = 200$.

Теоретические исследования энергетических параметров рассматриваемого ЖРДМТ проводились на базе данных, полученных в результате термогазодинамического расчёта по методике, разработанной в Научно-исследовательском центре космической энергетики (НИЦ КЭ) СГАУ совместно с МАИ [5, 6] и реализованной в виде программного комплекса SPPSPMX.

Программный комплекс представляет собой совокупность трёх взаимосвязанных программных модулей: S, PPS и PMX. Модуль S позволяет определять термодинамические свойства продуктов сгорания, в том числе идеальные значения расходного комплекса, тягового комплекса и удельного импульса тяги в пустоте в идеальном приближении. Кроме того, этот модуль используется для определения потерь удельного импульса из-за химической неравновесности. Модуль PPS учитывает влияние вязкости в приближении пограничного слоя на газодинамические параметры течения в камере сгорания и сопле ЖРДМТ, а также позволяет определять расчётным путём коэффициент расхода и потери из-за трения. Модуль PMX предназначен для расчёта газодинамических параметров в невязком течении профилированной сверхзвуковой части сопла с учётом двухмерного характера течения и определения потерь удельного импульса из-за рассеяния. Программный комплекс SPPSPMX позволяет вычислять вышеуказанные потери из-за химической неравновесности, трения и рассеяния с учётом их взаимосвязи.

С использованием программного комплекса SPPSPMX был выполнен термогазодинамический расчёт основных энергетических параметров ЖРДМТ при идеальной организации внутрикамерных рабочих процессов (при полном выделении химической энергии топлива в камере сгорания и равновесном расширении продуктов сгорания в сопле) при давлении в камере сгорания $p_k = 0,76$ МПа и массовом соотношении компонентов топлива $k_m = 1,85$ при традиционном значении для большинства отечественных ЖРДМТ с геометрической степенью расширения $\bar{F}_a = 50$ и значении геометрической степени расширения $\bar{F}_a = 200$. Учёт неполноты выделения энергии в камере сгорания проводился с помощью коэффициента $j_b(j_k)$.

Результаты термогазодинамического расчёта основных параметров ЖРДМТ в

идеальном приближении представлены в табл. 1. Анализ полученных расчётных данных показывает возможность увеличения удельного импульса тяги (за счёт роста тягового комплекса) до 4,0%.

Таблица 1. Результаты термогазодинамического расчёта основных параметров ЖРДМТ в идеальном приближении при $p_k = 0,76$ МПа; $k_m = 1,85$ и геометрической степени расширения $\bar{F}_a = 50$ и $\bar{F}_a = 200$

№	Наименование параметра	Геометрическая степень расширения	
		$\bar{F}_a = 50$	$\bar{F}_a = 200$
1	Температура на входе в сопло T_{oc}^{ud} , К	2995	
2	Расходный комплекс $b^{ид}$, м/с	1712	
3	Тяговый комплекс $k_{P_n}^{ud}$	1,867	1,944
4	Удельный импульс в пустоте $I_{y.p}^{ид}$, м/с	3197	3332

Таблица 2. Результаты термогазодинамического расчёта параметров ЖРДМТ при $p_k = 0,76$ МПа; $k_m = 1,85$ и геометрической степени расширения $\bar{F}_a = 200$ с учётом реальных процессов

№	Наименование параметра	Значение параметра
1	Удельный импульс в пустоте $I_{y.p}^p$, м/с	2919
2	Температура на входе в сопло с учетом потерь в камере сгорания T_{oc}^d , К	2613
3	Потери из-за химической неравновесности $V_{x.h}$	0,0233
4	Потери из-за влияния вязкости на невязкое ядро V_{mp}^y	0,007
5	Потери из-за трения в пограничном слое $V_{mp}^{n.c}$	0,011
6	Потери из-за рассеяния V_p	0,00
7	Тяговый комплекс $k_{P_n}^d$	1,852
8	Безразмерное статическое давление на стенке среза сопла $P_{ст}^a$	$0,322 \cdot 10^{-3}$
9	Статическое давление на стенке среза сопла $p_{ст}^a$, мм. рт. ст.	1,8

С учётом реальных процессов в сопле результаты термогазодинамического расчёта принимают значения, приведённые в табл. 2.

Экспериментальное определение энергетических параметров проведено в процессе огневых испытаний двух ЖРДМТ номинальной тягой в пустоте $P_n = 50$ Н на компонентах топлива НДМГ и АТ с геометрической степенью расширения сопла $\bar{F}_a = 200$ и имитацией условий космического пространства (давления окружающей среды).

Для достижения эффективной организации внутрикамерного рабочего процесса в конструкции испытываемых ЖРДМТ тягой $P_n = 50$ Н использованы основные научные положения теоретических и экспериментальных исследований рабочего процесса ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива, проведённых в НИЦ КЭ СГАУ [1, 2]: обеспечение с помощью смесительного элемента эффективного жидкофазного взаимодействия компонентов топлива путём достижения максимального смешения компонентов в жидкой фазе до начала химических реакций в жидкой фазе и применение полученных жидкофазных промежуточных продуктов взаимодействия компонентов в качестве внутреннего пристеночного охладителя стенки камеры сгорания.

Обеспечение эффективного жидкофазного взаимодействия компонентов топлива и организация пристеночного внутреннего охлаждения камеры сгорания в ЖРДМТ $P_n = 50$ Н достигаются с помощью системы смесеобразования на основе дефлекторно-центробежного смесительного элемента [3]. В качестве материала камеры сгорания использован ниобиевый сплав с жаростойким покрытием $MoSi_2$, обеспечивающим максимально допустимую температуру камеры сгорания, равную 1800 °С.

Испытания были выполнены на термовакуумном огневом стенде НИЦ КЭ СГАУ, гарантирующем безотрывный режим работы сопла.

Для проведения испытаний предварительно была проведена модернизация систем стенда, прежде всего вакуумной.

Вакуумная система должна была обеспечивать давление в вакуумной камере, которое бы гарантировало безотрывное течение продуктов сгорания в сопле Лавала с геометрической степенью расширения сопла $\bar{F}_a = 200$ ЖРДМТ номинальной тягой в пустоте 50 Н.

Принципиальная схема модернизированной вакуумной системы огневого термовакуумного стенда представлена на рис. 1.

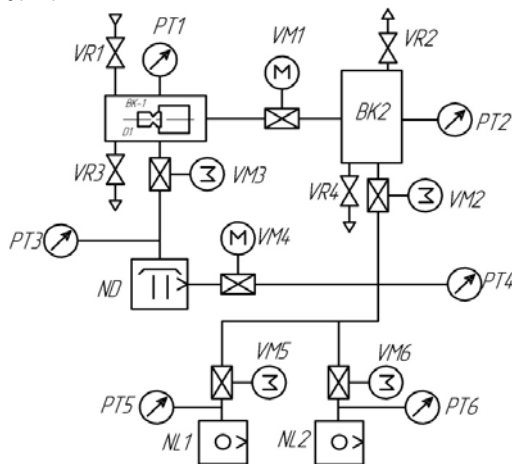


Рис. 1. Принципиальная схема вакуумной системы стенда

Вакуумная система имеет в своём составе две вакуумных камеры ВК1 и ВК2. Вакуумная камера ВК1 имеет объём $0,32 \text{ м}^3$, а объём вакуумной камеры ВК2 составляет $V = 1,2 \text{ м}^3$. В камере ВК1 размещается испытываемый ЖРДМТ и тягоизмерительное устройство. В выходном сечении сопла двигателя установлен кормовой диффузор Д1, который через трубопровод и вакуумный затвор VM1 герметично соединён с камерой ВК2. Кормовой диффузор обеспечивает эвакуацию продуктов сгорания при включении двигателя в камеру ВК2 и, соответственно, обеспечивает газодинамическое разъединение газовых сред вакуумных камер ВК1 и ВК2.

Кроме того, кормовой диффузор Д1 обеспечивает безотрывное течение в сопле ЖРДМТ при давлениях в ВК2, су-

щественно превышающих критический отрывной уровень давлений в выходном сечении сопла двигателя.

Камера ВК2 используется как буферный объём, необходимый для запуска кормового диффузора, охлаждения продуктов сгорания. Кроме того, через неё осуществляется монтаж к вакуумной магистрали большого диаметра.

В вакуумную систему входят два вакуумных насоса NL1 и NL2, соединённых параллельно, которые обеспечивают откачку продуктов сгорания двигателя из камеры ВК2 (один из этих насосов может находиться в резерве), и бустерный паромасляный насос ND, который служит для получения необходимого начального разрежения в ВК1.

В последнем случае насосы NL1 и NL2 работают как форвакуумные последовательно с насосом ND.

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.2. На переднем плане рис.2 показаны вакуумная камера ВК1 и бустерный паромасляный насос ND, на заднем – вакуумная камера ВК2. Обе вакуумные камеры расположены горизонтально так, что оси камер перпендикулярны друг другу.



Рис. 2. Общий вид и расположение вакуумных камер на стенде

Вакуумные камеры с вакуумными насосами соединены вакуумными трубопроводами различного диаметра, в которых установлены для обеспечения запуска насосов, поддержания соответствующих режимов работы системы при откачке проходные вакуумные затворы VM и необходимые для измерения давлений вакуумметры PT.

На режиме откачки продуктов сгорания при включенном двигателе вакуумные затворы VM1, VM3 и VM4 закрыты, после запуска насосов NL1 и (или) NL2 открываются затворы VM2, VM5 и VM6. При достижении в BK1 и BK2 давления ниже уровня, при котором обеспечивается запуск кормового диффузора, включается двигатель. После выключения двигателя насосы NL1 и NL2 продолжают откачку до достижения требуемого давления в камере BK2 (BK1), затем затворы VM1, VM2, VM5 и VM6 закрываются, насосы выключаются.

Огневые испытания в непрерывном режиме работы (длительностью включения 3,0 с) с измерением основных параметров были проведены для двух ЖРДМТ (№ 1 и № 2) с геометрической степенью расширения сопла $\bar{F}_a = 200$.

В процессе эксперимента измерялись тяга двигателя (с предельной допустимой погрешностью не более $\pm 0,5\%$), давления ($\leq \pm 0,5\%$) и температуры ($\leq \pm 1^\circ\text{C}$) компонентов топлива на входе в двигатель, давление в камере сгорания ($\leq \pm 0,5\%$), давление в вакуумной камере ($\leq \pm 5\%$), секундные массовые расходы компонентов топлива ($\leq \pm 0,5\%$), напряжение и ток на обмотках клапанов двигателя ($\leq \pm 2\%$). Температура компонентов топлива на входе в двигатель в процессе испытаний изменялась в диапазоне $20 \pm 5^\circ\text{C}$. Вакуумная система стенда поддерживала давление окружающей среды в вакуумной камере BK1 в ходе огневого испытания двигателя не более $p_n \leq 2$ мм рт. ст.

Измерение тяги ЖРДМТ проводилось с помощью созданного в НИЦ КЭ СГАУ специального тягоизмерительного устройства. Исходя из конструкции ваку-

умной камеры и необходимости обеспечения заданного разрежения при испытании, двигатель с геометрической степенью расширения $\bar{F}_a = 200$ располагался горизонтально. Общий вид тягоизмерительного устройства с ЖРДМТ представлен на рис. 3.



Рис. 3. Общий вид тягоизмерительного устройства с ЖРДМТ

В состав тягоизмерительного устройства входят рама, измерительный датчик весоизмерительный тензорезисторный типа ВВА-5, с помощью которого производится измерение (сигнал с датчика регистрируется в компьютере); задающий датчик типа ВВА-5, с помощью которого производится градуировка измерительного канала, сигнал с датчика также регистрируется в компьютере; силосоздающее устройство, обеспечивающее воздействие при градуировке измерительного датчика; соединительное и передающее устройства. Датчики ВВА-5 имеют 4 тензорезистора, включаемых по схеме полного моста. Рама представляет собой сварной каркас из трубок прямоугольного сечения, которая жёстко фиксируется к разделительному фланцу в вакуумной камере. В габаритах рамы расположены ЖРДМТ, тягоизмерительные датчики ВВА-5, магистрали компонентов, вспомогательные магистрали (вода, воздух), кабели, датчик давления в камере сгорания.

Измерение расходов горючего и окислителя осуществлялось в ходе испытаний весовым методом. Схема устрой-

ства для измерения расхода компонентов топлива представлена на рис. 4.

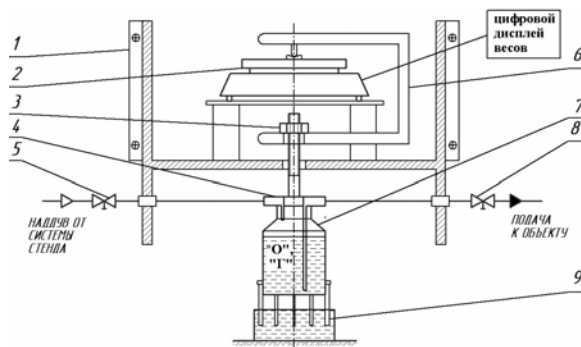


Рис. 4. Схема устройства для измерения расхода компонентов топлива: 1 – настенная полка; 2 – электронные весы CAS MW-II-3000 B; 3 – узел подвеса; 4 – входное устройство; 5 – вентиль; 6 – скоба; 7 – топливный бак компонента; 8 – вентиль; 9 – демпфер

Компонент топлива находится в баке 7, который подвешивается на скобе 6 через узел подвеса 3. К баку подводятся две магистрали. По одной через вентиль 5 подаётся газ наддува от стендовой системы, через вентиль 8 компонент поступает к двигателю. Магистрали компонента имеют минимальную жёсткость системы «бак-магистраль». Демпфер установлен для гашения возможных колебаний бака во время испытаний в горизонтальной плоскости.

В процессе испытаний ЖРДМТ проводились измерения давления в камере сгорания p_k и давления компонентов на входе в двигатель $p_{ex}^{''Г''}$, $p_{ex}^{''О''}$ с помощью индуктивных датчиков давления. Датчик давления в камере сгорания p_k устанавливался в охлаждаемом водой корпусе.

Для измерения давления в вакуумной системе использовался измерительный комплекс давления ИКД-6ТДА. Измерительный комплекс давления ИКД-6ТДА располагался в вакуумной камере ВК1.

Регистрация сигналов измерений в процессе эксперимента осуществлялась с помощью автоматизированной измерительно-информационной системы NATIONAL INSTRUMENTS. Система состо-

ит из контроллера с шасси NI PXI-8106 с дисплеем, клавиатурой, мышью и плат ввода-вывода информации. В данном эксперименте используются универсальные платы ввода-вывода типа NI PXI-6251 и шасси расширения SCXI-1001 с блоком усилителей для тензорезисторов NI SCXI-1520 и с платой ввода сигналов с термопар NI SCXI-1102. Каждая из используемых плат имеет специализированную клеммную коробку для подключения сигналов от датчиков. Плата NI SCXI-6251 регистрирует температуры, плата NI PXI-6251 – все остальные параметры. Сигнал с датчика тягоизмерительного устройства подается на блок NI SCXI-1520, установленный в шасси NI SCXI-1001, затем – на блок NI PXI-6251 и в контроллер NI PXI-8106 и совместно с другими параметрами записывается на диск и обрабатывается. Вторая плата NI PXI-6251 служит для связи компьютера с блоком расширения.

Универсальные платы ввода-вывода NI PXI-6251 имеют следующие характеристики: число входных аналоговых каналов – до 16, число входных-выходных дискретных каналов – 24, диапазон входных аналоговых каналов программируемый и может изменяться в диапазонах от $-10 \dots +10$ мВ до $-10 \dots +10$ В, разрядность выходного кода – 16, частота опроса – до 1 МГц / канал, погрешность преобразования $\pm 0,05$ %.

Плата ввода сигналов с термопар NI SCXI-1102 имеет 32 входных канала, для термопар типа «хромель-капель» и «хромель-алюмель» имеются стандартные калибровки.

Управление ЖРДМТ при испытаниях осуществляется сигналами с блока NI PXI-6251.

В процессе исследования путём изменения давления компонентов топлива на входе в ЖРДМТ были определены характеристика каждого из двигателей (на трёх режимах его работы) в диапазоне изменения тяги от 42 до 66 Н при постоянном массовом соотношении компонентов топлива $k_m = \text{const}$ и их характеристика по составу топлива (на четырёх режимах его

работы) в диапазоне изменения $k_m = 1,5...2,0$. На каждом режиме работы двигателя выполнялось три включения ЖРДМТ длительностью 3 с.

Характерные зависимости основных параметров от времени на номинальном режиме работы ЖРДМТ приведены на рис. 5 и 6 (компьютерная версия).

Результаты испытаний ЖРДМТ в виде зависимостей удельного импульса тяги $I_{y.n}$ и тягового комплекса k_p^n от давлений компонентов топлива на входе в двигатель при $k_m = \text{const}$ и от массового соотношения компонентов представлены на рис. 7 – 10.

При испытаниях ЖРДМТ № 1 при определении дроссельной характеристики:

- тяговый комплекс изменяется в пределах $k_p^n = 1,86...1,88$;
- удельный импульс тяги изменяется в пределах $I_{y.n} = 2880...3020$ м/с.

Для экспериментальной характеристики по составу топлива:

- тяговый комплекс изменяется в пределах $k_p^n = 1,86...1,88$;
- удельный импульс тяги изменяется в пределах $I_{y.n} = 2860...2970$ м/с.

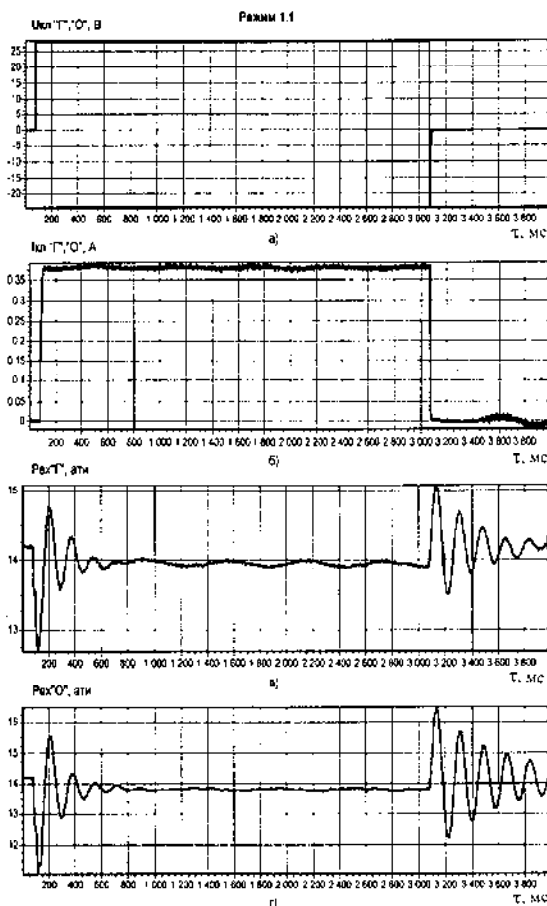


Рис. 5. Характерные зависимости рабочих параметров ЖРДМТ от времени на номинальном режиме его работы: напряжения (а), тока (б), давлений горючего (в) и окислителя (г) на входе в двигатель

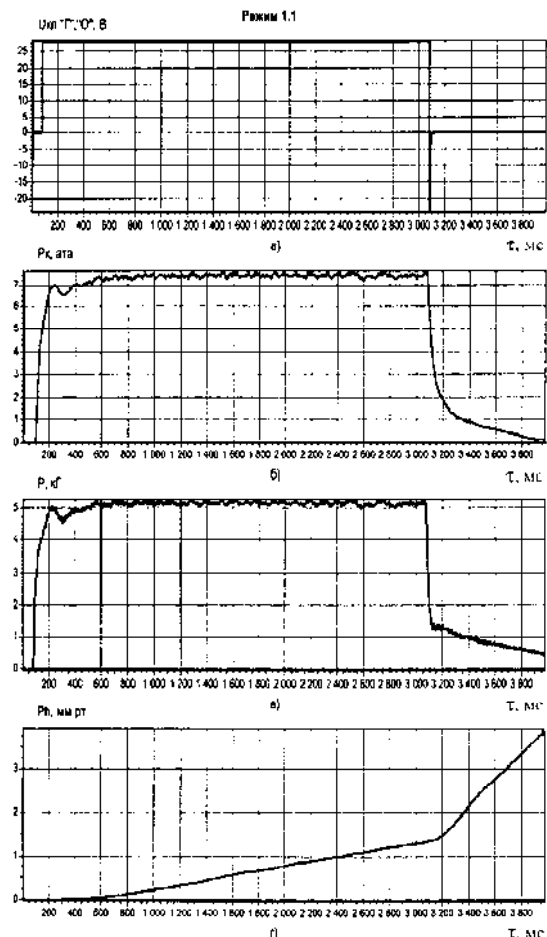


Рис. 6. Характерные зависимости рабочих параметров ЖРДМТ от времени на номинальном режиме его работы: напряжения (а), давления в камере сгорания (б), тяги двигателя (в) и давления в вакуумной камере (г)

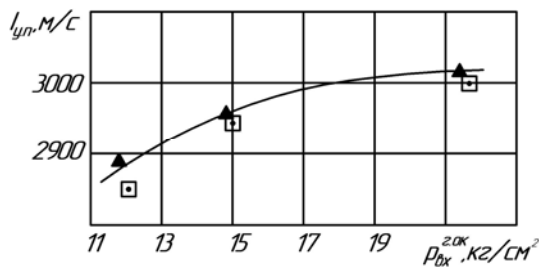


Рис. 7. Экспериментальные зависимости пустотного удельного импульса тяги $I_{y.n}$ от давления компонентов топлива на входе $p_{ex}^{г.0}$ в двигатель:
▲ – для ЖРДМТ №1; □ – для ЖРДМТ №2

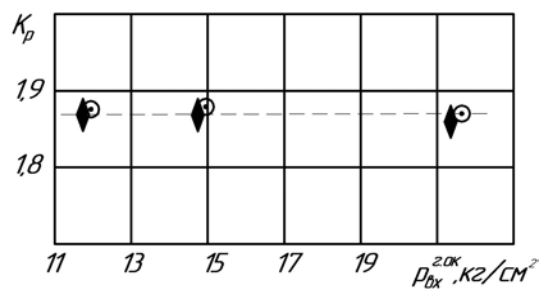


Рис. 8. Экспериментальные зависимости тягового комплекса в пустоте k_p^n от давления компонентов топлива на входе $p_{ex}^{г.0}$ в двигатель:
◆ – для ЖРДМТ №1; ○ – для ЖРДМТ №2

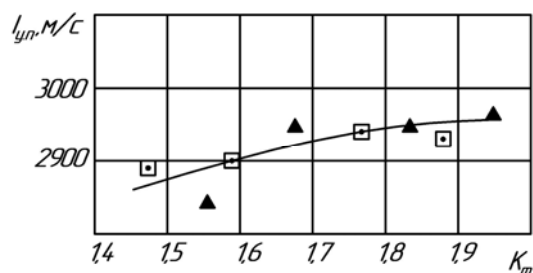


Рис. 9. Экспериментальные зависимости пустотного удельного импульса тяги $I_{y.n}$ от массового соотношения компонентов топлива k_m :
▲ – для ЖРДМТ №1; □ – для ЖРДМТ №2

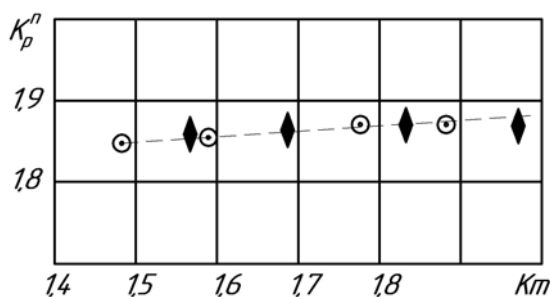


Рис. 10. Экспериментальные зависимости тягового комплекса в пустоте k_p^n от массового соотношения компонентов топлива k_m :
◆ – для ЖРДМТ №1; ○ – для ЖРДМТ №2

При испытаниях ЖРДМТ № 2 для первой группы данных:

- тяговый комплекс изменяется в пределах $k_p^n = 1,86...1,88$;
- удельный импульс тяги изменяется в пределах $I_{y.n} = 2840...3010$ м/с.

Для второй группы данных:

- тяговый комплекс изменяется в пределах $k_p^n = 1,86...1,88$;
- удельный импульс тяги изменяется в пределах $I_{y.n} = 2890...2940$ м/с.

Значение $k_p^n = 1,87$ можно считать экспериментально установленным для исследованной конструкции ЖРДМТ с геометрической степенью расширения сопла $\bar{F}_c = 200$ в рабочих диапазонах изменения определяющих величин.

В качестве сравнения ЖРДМТ на компонентах топлива НДМГ и АТ с геометрической степенью расширения сопла $\bar{F}_c = (40...50)$ при прочих равных условиях для этой размерности двигателей имеет тяговый комплекс, равный $k_p^n = 1,78...1,79$ [3].

Отметим, что полученные результаты испытаний ЖРДМТ № 1 и ЖРДМТ №2 по большинству параметров в пределах точности измерений имеют практически одинаковые параметры на всех режимах работы двигателей. При этом искомый параметр испытуемых ЖРДМТ – тяговый комплекс двигателей, определённый в диапазоне входных давлений компонентов топлива $p_{ex}^{г.0} = 1,2...2,2$ МПа и массового соотношения компонентов топлива $k_m = 1,5...2,0$, одинаков для обоих двигателей на всех режимах программы испытаний и составляет значение, равное $k_p^n = (1,87 \pm 0,01)$.

Полученный разброс экспериментальных данных (рис. 7–10) не превышает заявленной точности измерений.

Таким образом, тяговый комплекс при использовании в ЖРДМТ сопла с геометрической степенью расширения $\bar{F}_c = 200$ по сравнению с традиционной

геометрической степенью расширения $\bar{F}_c = 40 \dots 50$ больше на $\Delta k_p^n \sim 4,0\%$.

Удельный импульс тяги, зарегистрированный при испытаниях ЖРДМТ, имеет тенденцию к росту на режимах работы от минимальных к максимальным значениям давления компонентов топлива на входе в двигатель. По нашему мнению, с ростом давления компонентов топлива от $p_{ex}^{r,o} = 12 \text{ кг/см}^2$ до $p_{ex}^{r,o} = 22 \text{ кг/см}^2$ (рис. 7 и 8) происходит интенсификация процессов жидкофазного взаимодействия самовоспламеняющихся компонентов топлива на стенке камеры за счёт увеличения перепада давления на форсунках и процессов в газовой фазе из-за увеличения давления и расходонапряжённости в камере сгорания.

Изменение массового соотношения компонентов топлива также оказывает влияние на удельный импульс тяги ЖРДМТ (рис. 9 и 10). Увеличение последнего при варьировании k_m объясняется ростом температуры продуктов сгорания в этой области массового соотношения компонентов топлива (растущая ветвь зависимости $I_y^H = f(k_m)$).

Отметим, что на непрерывном номинальном режиме работы двигателя ($p_{ex}^{r,o} = 15 \text{ кг/см}^2$, $k_m = 1,85$) зарегистрированное по результатам испытаний двух ЖРДМТ значение удельного импульса составляет: $I_y^H = (2940 \pm 30) \text{ м/с}$.

Представляет интерес сравнение результатов определения основных параметров ЖРДМТ с результатами термодинамического расчёта с учётом их неидеального протекания процессов [6], выполненного с использованием программного комплекса SPPSPMX. Наиболее важные расчётные параметры ЖРДМТ приведены в табл. 2.

Не обсуждая в рамках статьи полученные расчётные данные по потерям энергии в сопле, выделим лишь два интегральных параметра, представляющих определяющее значение для целей настоящей работы. Это расчётный тяговый комплекс и удельный импульс тяги, опре-

делённые с учётом реальных процессов в камере сгорания и сопле.

Экспериментально полученный удельный импульс тяги в пустоте на номинальном режиме коррелирует с расчётным: $I_{y,n}^o = 2940 \text{ м/с}$ и $I_{y,n}^p = 2919 \text{ м/с}$. Расхождение данных лежит в пределах погрешности экспериментального определения удельного импульса тяги.

Различие расчётного тягового комплекса ($k_p^p = 1,852$) и экспериментально определённого ($k_p^o = 1,87$) также укладывается в диапазон экспериментального определения k_p^n .

Поэтому можно говорить о вполне удовлетворительном соответствии расчётных и экспериментальных показателей основных параметров ЖРДМТ.

Таким образом, в результате проведённых теоретических и экспериментальных исследований определён уровень удельного импульса тяги в пустоте (тягового комплекса) ЖРДМТ номинальной тягой 50 Н с геометрической степенью расширения сопла Лавалья $\bar{F}_a = 200$. Показано, что по сравнению с традиционной геометрической степенью расширения сопла $\bar{F}_a = (40 - 50)$ можно получить увеличение тягового комплекса на $\Delta k_p^n \sim 4,0\%$ без изменения схемы смесеобразования ЖРДМТ.

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 проектирова-

нию 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. Нигодюк, В.Е. Пути совершенствования рабочего процесса ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива [Текст] / В.Е. Нигодюк, А.В. Сулинов // Вестник СГАУ. – 2012. – №3 (34), Ч. 3. – С. 103-107.

5. Шустов, С.А. Моделирование течения продуктов сгорания в соплах ЖРДМТ [Текст] / С.А. Шустов, И.Э Ива-

нов, В.Ю. Гидаспов // Математическое моделирование. 1999. – Т. 11, № 6. – С. 45-51.

6. Шустов, С.А. Численное моделирование термогазодинамических процессов в ЖРДМТ с учетом их неидеального протекания [Текст] / С.А. Шустов. – Вестник МАИ. – 2009. – Т. 16, №2. – С. 146-153.

7. Боровик, И.Н. Краткий обзор зарубежных современных ЖРД малой тяги [Электронный ресурс] / И.Н. Боровик. - <http://www.mai202.ru/RUS/publication.htm>

INVESTIGATION OF ENERGY PARAMETERS OF SMALL-THRUST LIQUID ROCKET ENGINES WITH THE GEOMETRIC EXPANSION RATIO OF THE NOZZLE $\bar{F}_a = 200$

© 2013 Y. I. Ageenko¹, V. E. Nigodyuk², V. V. Ryzhkov²,
A. V. Sulinov², S.A. Shustov²

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

² Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University)

The paper presents the results of theoretical and experimental studies carried out to determine the energy parameters by the example of small- thrust liquid rocket engines with the nominal thrust in a vacuum of 50 N on unsymmetrical dimethylhydrazine and nitrogen tetroxide fuel components with the nozzle geometric expansion ratio $\bar{F}_a = 200$.

Small thrust liquid rocket engine, vacuum fire stand, power parameters, geometric expansion ratio of the nozzle, specific impulse, traction complex.

Информация об авторах

Агеенко Юрий Иванович, кандидат технических наук, главный конструктор направления, начальник отдела жидкостных ракетных двигателей малой тяги, «Конструкторское бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева» – филиал 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.

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, 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.

Шустов Станислав Алексеевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: tdla@ssau.ru. Область научных интересов: термогазодинамика ракетных двигателей.

Ageenko Yuri Ivanovich, candidate of technical science, chief designer of a focus area, head of the department of small-thrust liquid rocket engines, «Isayev chemical engineering design bureau» – branch of «Khrunichev State Research and Production Space Center». E-mail: kbhimmash@korolev-net.ru. Area of research: organization of work processes in small-thrust liquid engines, analysis of mixing parameters.

Nigodyuk Valentin Evgenievich, candidate of technical science, associate professor of the department of aircraft engine theory, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: ke_src@ssau.ru. Area of research: working processes in aircraft engines

Ryzhkov Vladimir Vasilyevich, candidate of technical science, research supervisor of the Research Center of Space Power, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: ke_src@ssau.ru. Area of research: working processes in aircraft engines.

Sulinov Alexander Vasilyevich, candidate of technical science, associate professor of the department of aircraft engine theory, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: ke_src@ssau.ru. Area of research: working processes in aircraft engines.

Shustov Stanislav Alekseevich, candidate of technical science, associate professor of the department of aircraft engine theory, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: tdla@ssau.ru. Area of research: thermal gas dynamics of rocket engines.