

УДК 541.1.011: 536.246

**ПРИКЛАДНЫЕ АСПЕКТЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕТОДИКИ  
ЧИСЛЕННОГО ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА ЖРДМТ  
С УЧЕТОМ НЕИДЕАЛЬНОГО ПРОТЕКАНИЯ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ  
В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ**

© 2011 М. В. Силютин, С. А. Шустов

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

Излагаются результаты использования методики численного термогазодинамического расчета ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) с учетом неидеального протекания рабочих процессов в камере сгорания [1,2] для решения прикладных задач. Первая из этих задач связана с анализом предельно достижимых энергетических характеристик перспективного РДМТ на для малых космических аппаратов (МКА) тягой 6 Н на экологически чистых компонентах  $H_2$  (газ) и  $O_2$  (газ), а вторая - с использованием жидкостного ракетного двигателя малой тяги (ЖРДМТ) на штатных компонентах топлива АТин и НДМГ для моделирования тепловых потоков, действующих на космические аппараты, входящие в атмосферу планет с гиперзвуковыми скоростями.

*Жидкостный ракетный двигатель малой тяги (ЖРДМТ), модель рабочих процессов, методика проведения испытаний, тепловой поток, неидеальное протекание рабочих процессов в камере сгорания.*

**Анализ предельно достижимых энергетических характеристик перспективного ГРДМТ тягой 6 Н на экологически чистых компонентах  $H_2$  (газ) и  $O_2$  (газ)**

Применительно к созданию малых космических аппаратов возникает потребность в сравнительной оценке габаритных и энергомассовых параметров двигательных установок (ДУ), использующих ЖРДМТ на штатных компонентах топлива НДМГ + АТин и РДМТ на перспективных газообразных экологически чистых компонентах  $H_2$  (газ) и  $O_2$  (газ) (ГРДМТ), являющихся продуктами электролиза воды. Основные преимущества ГРДМТ на газообразных компонентах  $H_2$  (газ) и  $O_2$  (газ) заключаются в следующем.

Во-первых, улучшаются динамические свойства МКА за счет приближения реальной формы импульса тяги ГРДМТ к идеальной прямоугольной и, соответственно, приближения реального предельного цикла движения – к теоретическому. Это обеспечивает повышение точности выполнения маневра и минимизацию затрат топлива на его выполнение. Во-вторых, существуют предпосылки снижения массовых параметров ДУ при одинаковом суммарном импульсе за счет снижения массы более высокоэнергетичного топлива, необходимого для выполнения программы полета, и создания дополнительных агрегатов и элементов ДУ с высоким массовым совершенством (например, использование электролизеров с твер-

дополимерным электролитом и т.д.). В-третьих, снимается проблема загрязняющего воздействия факела ЖРДМТ на элементы МКА (солнечные батареи, оптические устройства и т.д.), улучшается экология собственно атмосферы МКА, снижаются требования по технике безопасности к стендовым установкам и др.

Разработка эффективных и надежных ЖРДМТ на компонентах  $H_{2r} + O_{2r}$  представляет собой достаточно сложную научно-техническую задачу. Это обусловлено следующими причинами. Во-первых, необходимо создание высокодинамичной эффективной маломассогабаритной и надежной системы зажигания несамовоспламеняющихся компонентов ракетного топлива типа  $H_{2r} + O_{2r}$ ; во-вторых, учитывая малую размерность ГРДМТ, ограниченное число смесительных элементов на форсуночной головке двигателя, малые объемы камер сгорания, организацию рабочего процесса в двигателе при стехиометрическом соотношении компонентов топлива (по условиям работы электролизера), - нахождение принципиально отличных от известных способов смесеобразования газообразных компонентов топлива; в-третьих – потребность использования новых конструктивных материалов (новых технологий) для обеспечения допустимого теплового состояния конструкции двигателя.

В связи с этим далее показана возможность использования разработанной методи-

ки расчета [1] для определения предельно достижимых значений удельного импульса тяги в пустоте для ГРДМТ тягой 6 Н на газообразных экологически чистых компонентах  $H_2$  (газ) и  $O_2$  (газ) с учетом неидеального протекания рабочих процессов в камере сгорания.

Результаты расчетного определения предельно достижимой величины удельного импульса в пустоте ГРДМТ тягой 6 Н с учетом неидеального протекания рабочих процессов в камере сгорания и сопле приведены на рис. 1 и 2.

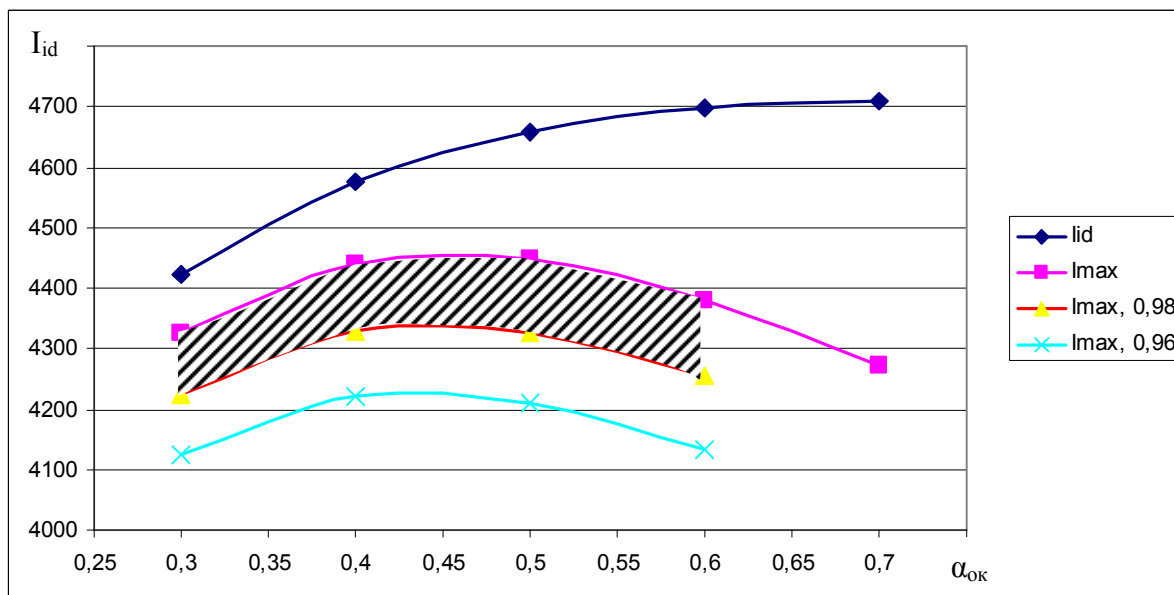


Рис. 1. Зависимость удельного импульса в пустоте от  $\alpha_{ок}$  с учетом неидеального протекания рабочих процессов в камере сгорания и сопле

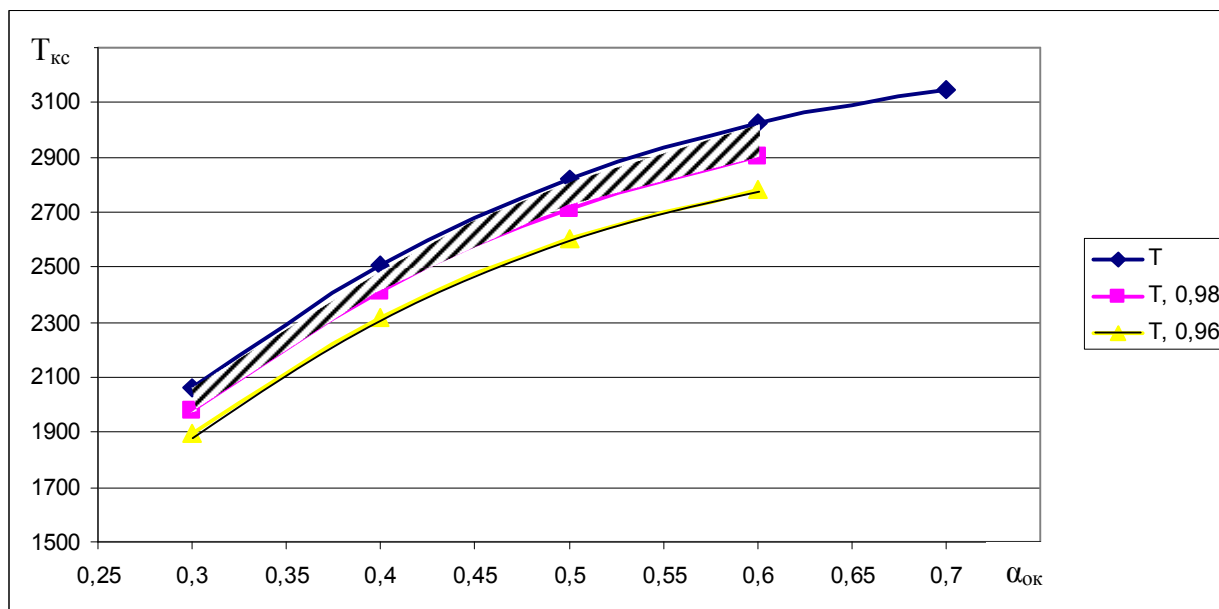


Рис. 2. Зависимость температуры в камере сгорания от  $\alpha_{ок}$  с учетом неидеального протекания рабочих процессов в камере сгорания и сопле

Эти результаты приводят к следующим выводам:

- предельно достижимые значения удельного импульса в пустоте достигаются

при коэффициенте избытка окислителя  $\alpha_{ок}=0,4$  для геометрической степени расширения сопла  $\bar{F}_a = 275$  ( контур сверхзвуковой части сопла соответствует первой линии

тока для числа Маха на срезе сопла  $M_a = 6,184$ ) и составляют:  $I_{y,п} = 4329$  м/с при  $\varphi_{p_k} = 0,98$ ;  $I_{y,п} = 4220$  м/с при  $\varphi_{p_k} = 0,96$  (где  $\varphi_k$  - коэффициент камеры сгорания);

- температура продуктов сгорания на входе в сопло  $T_{oc}$  при  $\alpha_{ок}=0,4$  находится в диапазоне от  $T_{oc}= 2412$  К при  $\varphi_{p_k} = 0,98$  до  $T_{oc}= 2315$  К при  $\varphi_{p_k} = 0,96$ ;

- величина  $\varphi_{p_k}$  в процессе эксперимента определяется из соотношения

$$\varphi_{p_k} = \varphi_{\beta} \cdot \mu_c,$$

где  $\varphi_{\beta}$  - коэффициент полноты расходного комплекса, коэффициент расхода  $\mu_c = 0,983$  (определена расчетным путем в процессе термогазодинамического расчета).

Таким образом, приведенные результаты показывают возможность существенного повышения эффективности процесса проектирования и резкого сокращения объема экспериментальной доводки перспективных РДМТ за счет использования методики [1,2] численного термогазодинамического расчета РДМТ с учетом неидеального протекания рабочих процессов в камере сгорания.

**Об использовании сверхзвуковых струй штатных ЖРДМТ для моделирования тепловых потоков, действующих на космические аппараты, входящие в атмосферу планет с гиперзвуковыми скоростями**

В настоящее время весьма актуальной является проблема посадки малых космических аппаратов на поверхность планет, имеющих достаточно плотную атмосферу. Одна из ключевых проблем связана с обеспечением допустимого теплового состояния этих спускаемых космических аппаратов, входящих в атмосферу планет с первой либо второй космической скоростью. Тепловой нагрев обусловлен их торможением в верхних слоях атмосферы планет от гиперзвуковой скорости (порядка 30 М) до звуковой скорости (300 м/с). Как известно, при гиперзвуковом обтекании спускаемого МКА возникает мощная ударная волна, за которой давление и температура воздуха резко возрастают, что приводит к появлению чрезвычайно больших тепловых потоков и воз-

можному нагреву корпуса МКА до недопустимых температур.

Величина теплового потока зависит от скорости входа спускаемого аппарата в атмосферу планет, плотности атмосферы планеты, массы и конфигурации спускаемого аппарата. На рис. 3 показаны зависимости теплового потока при спуске с первой космической скоростью в атмосферу Земли для спускаемых аппаратов различной массы и формы. Эти результаты показывают, что диапазон тепловых потоков весьма велик и составляет от 0,2 до 2 МВт/м<sup>2</sup>. Поэтому надежное определение этих тепловых потоков является весьма актуальной проблемой.

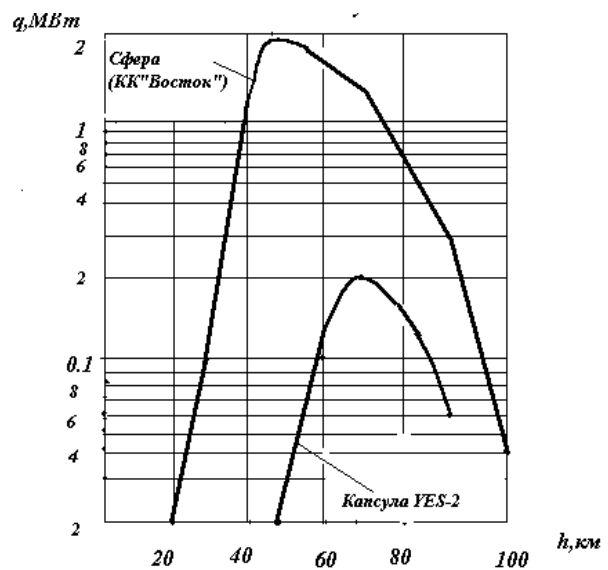


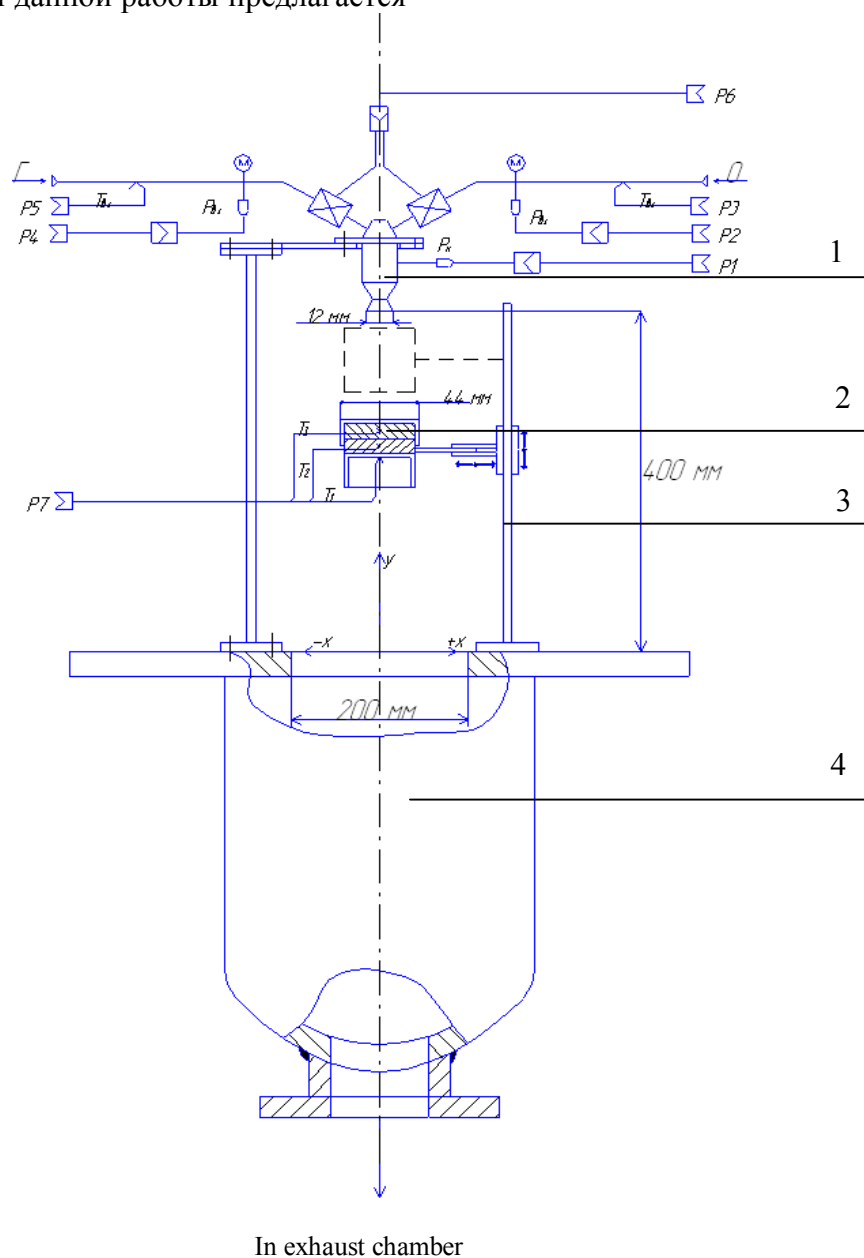
Рис. 3. Зависимость теплового потока от высоты спуска

Анализ показывает, что только лишь расчетным путем определить с достаточной надежностью приемлемость теплового состояния космических аппаратов в процессе их спуска в атмосферу планет не представляется возможным вследствие слишком большой неопределенности как в величине фактического теплового потока, так и в недостаточной степени знания теплофизических свойств используемых теплозащитных материалов из-за их новизны. В этих условиях наиболее надежным способом определения надежности теплозащиты является прямая экспериментальная проверка ее эффективности. Однако здесь возникает проблема надежного моделирования в процессе проведения эксперимента теплового состояния теплозащитного покрытия в условиях, максимально приближенных к натурным в

процессе спуска космических аппаратов в атмосферу планет.

Основным недостатком существующих экспериментальных методов, способных обеспечить требуемую величину тепловых потоков за счет использования мощных плазмотронов, является их дороговизна. Поэтому авторами данной работы предлагается

для моделирования тепловых потоков в лобовой точке спускаемых МКА в атмосферу планет использовать сверхзвуковые струи штатных ЖРДМТ. Схема экспериментальной установки, обеспечивающей реализацию данной идеи, показана на рис. 4.



*Рис. 4. Схема экспериментальной установки для экспериментального исследования эффективности теплозащиты спускаемых аппаратов в атмосферу планет*

Основными элементами этой экспериментальной установки являются:

- 1) штатный ЖРДМТ;
- 2) испытываемый образец теплозащиты;
- 3) штатив крепления;
- 4) утилизирующая камера;

5) система управления и регистрации.

Кроме того, в состав экспериментальной установки входит система управления подачей компонентов топлива, а также система регистрации измеряемых параметров,

их обработки и визуализации с помощью персональной ЭВМ.

Испытуемый образец располагается на штативе, конструкция которого позволяет изменять расстояние от среза сопла ЖРДМТ до испытываемого образца. Это необходимо для того, чтобы изменять интенсивность (величину) теплового потока, воздействующего на образец. В процессе экспериментального исследования использовался штатный ЖРДМТ тягой 50 Н на самовоспламеняющихся компонентах топлива АТин и НДМГ со следующими параметрами: давление на входе в двигатель по каждой из топливных магистралей 1,2 МПа, давление в камере сгорания  $p_{oc} = 0,6$  МПа, коэффициент избытка окислителя, определенный по массовым расходам каждого из компонентов,  $\alpha_{ок} = 0,6$ , число Маха на срезе сопла  $M_a = 3$ . Экспериментально определенный коэффициент полноты расходного комплекса составлял величину  $\varphi_{\beta} = 0,75$ . В соответствии с методикой [1] этот коэффициент полноты расходного комплекса был представлен в виде  $\varphi_{\beta} = \varphi_{\beta}^n \cdot \varphi_{\beta}^T$ , где  $\varphi_{\beta}^n = 0,94$  - коэффициент, учитывающий

снижение расходного комплекса из-за крупномасштабной неравномерности эпюры соотношения компонентов на входе в сопло, а  $\varphi_{\beta}^T = 0,8$ - коэффициент, учитывающий снижение расходного комплекса из-за неполного тепловыделения.

Далее в соответствии с методикой [1,2] был проведен термодинамический расчет всех теплофизических параметров, необходимых для определения величины тепловых потоков, проводился при температуре на входе в сопло  $T_{oc} = T_{oc}^{ид} \cdot (\varphi_{\beta}^T)^2$ , которая примерно на 40 % ниже температуры  $T_{oc}^{ид}$ , соответствующей идеальному протеканию рабочих процессов в камере сгорания.

На основе данных проведенного термодинамического расчета расчетно-экспериментальным путем была получена зависимость температуры поверхности испытуемого образца ( $T$ ) от его расстояния ( $h$ ) до среза сопла (рис. 5).

По известному значению температуры  $T(h)$  определялась зависимость теплового потока от расстояния до среза сопла  $q(h)$ , представленная на рис. 6.

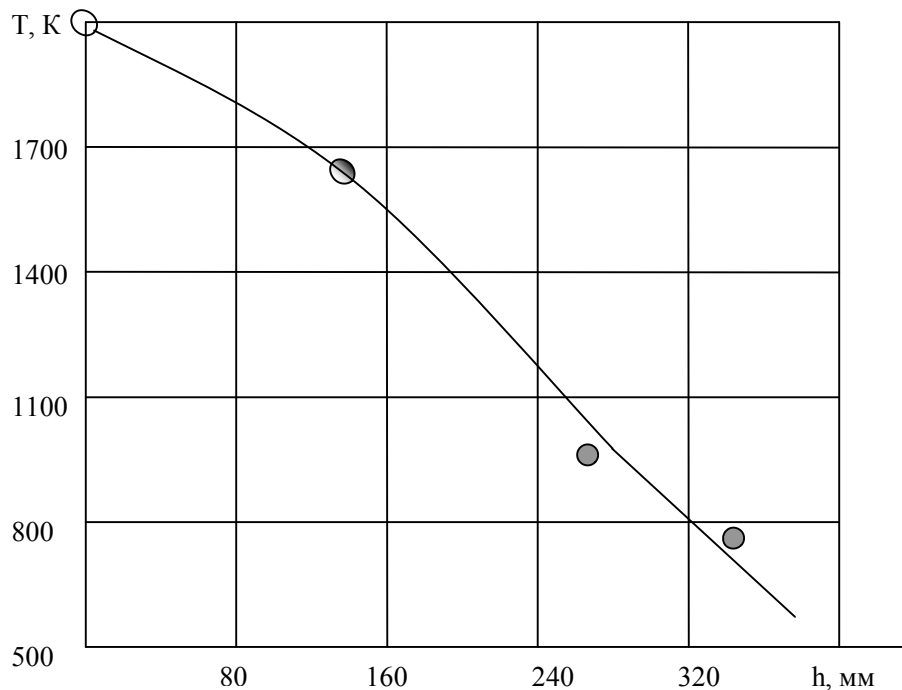


Рис. 5. Результаты экспериментального определения температуры в лобовой точке экспериментального образца

Для расчетного определения зависимостей  $T(h)$  и  $q(h)$  на рис. 5 и 6 использовалась методика расчета, изложенная в [1,2]. Результаты, представленные на рис. 5 и 6,

показывают, что с помощью струй штатных ЖРДМТ имеется возможность моделировать тепловые потоки, соответствующие спускам в атмосфере таких планет, как Зем-

ля, Марс, Венера, Сатурн. Основными достоинствами предложенного метода являются широкий диапазон моделирования тепловых

потоков и низкая стоимость проведения испытаний.

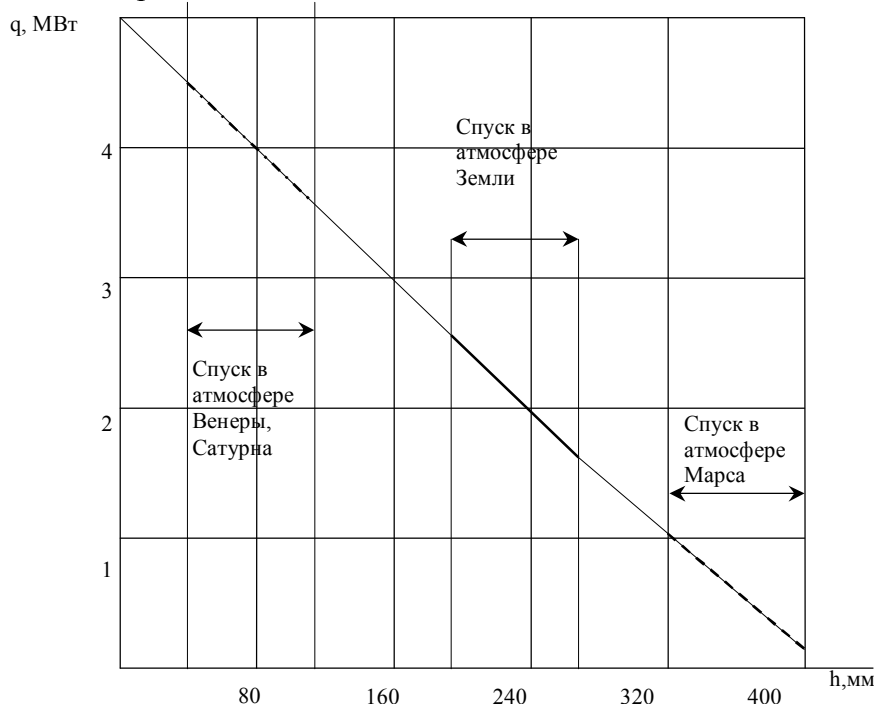


Рис. 6. Результаты экспериментального определения величины теплового потока в лобовой точке

Ниже излагаются результаты предлагаемого подхода применительно к решению проблемы обеспечения безопасного спуска в атмосферу Земли спускаемой капсулы в рамках проекта YES-2.

Проект Европейского космического агентства спутник Young Engineers Satellite 2 (YES-2) (второй спутник молодых инженеров) — это спутник, который был создан почти исключительно студентами инженерных специальностей по заказу Европейского космического агентства на базе фирмы Delta-Utec SRC. В проекте участвовали аэрокосмические вузы таких стран как: США, Канада, Франция, Германия, Италия, Англия, Польша, а с 2003 года в этом проекте впервые начал участвовать СГАУ [приказ 123-0 от 02.06.03.].

Основные результаты экспериментальной части работы сводятся к следующему:

- экспериментально подтверждена работоспособность Nextel в комбинации с Alumina на 5 - секундном тесте ( $H=340$  мм,  $q=0,5$  МВт/м<sup>2</sup>);

- установлено, что при температуре порядка 1000К комбинация Nextel + 10мм Alumina + 10мм Plastic разрушилась из-за

прогара Nextel через 4,2 с ( $H=290$ мм,  $q=0,8$  МВт/м<sup>2</sup>);

- установлено, что при температуре порядка 1200К комбинация Nextel + Alumina (10 мм) разрушилась на 0,4 с  $q = 1,5$  МВт/м<sup>2</sup>.

Таким образом, при наиболее вероятной величине максимальных тепловых потоков порядка  $q=1,5-2,0$  МВт/м<sup>2</sup> работоспособность комбинации Nextel + Alumina составляет десятые доли секунды, что не гарантирует с достаточной степенью надежность спускаемой капсулы по тепловому состоянию.

### Выводы

На примерах анализа предельно достижимых энергетических характеристик перспективного РДМТ на экологически чистых компонентах Н<sub>2</sub> (газ) и О<sub>2</sub> (газ) и моделирования с помощью струй ЖРДМТ тепловых потоков, действующих на малые космические аппараты, входящие в атмосферу планет с гиперзвуковыми скоростями, показана эффективность использования разработанной в [1,2] методики термодинамического расчета с учетом неидеального протекания рабочих процессов в камере сгорания ЖРДМТ.

**Библиографический список**

1. Силютин, М.В. Физическая модель рабочих процессов в камере сгорания ЖРДМТ со струйно-центробежными форсунками на самовоспламеняющихся компонентах топлива [Текст] / М.В. Силютин, С.А. Шустов // Вестн. Самар. гос аэрокосм. ун-та. - 2011. Вып. 2.

2. Силютин, М.В. Создание и апробация электронного справочника по термогазодинамическим свойствам продуктов сгорания ракетных двигателей с учетом неидеальности рабочего процесса [Текст] / М.В. Силютин // Вестн. Самар. гос аэрокосм. ун-та. - 2009. Вып. 3. Ч.2. - С. 14-24.

**ASPECTS OF THE NUMERICAL METHOD CALCULATING  
THERMOGAZODYNAMIC LREST BASED ON NOT PERFECT PASSING  
OF WORKFLOWS IN THE COMBUSTION CHAMBER**

© 2011 M. V. Silyutin, S. A. Shustov

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

Are stated results of using methodic of numerical thermogasdynamic calculating of rocket engine of small thrust (LREST) with account of not the ideal course of workflows in the combustion chamber.

*Liquid rocket engine of small thrust (LREST), model workflows, test methodology, not the ideal course of workflows in the combustion chamber.*

**Информация об авторах**

**Силютин Максим Владимирович**, ассистент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, инженер научно-исследовательского центра космической энергетики Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: термогазодинамические процессы в жидкостных ракетных двигателях.

**Шустов Станислав Алексеевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: термогазодинамические процессы в жидкостных ракетных двигателях.

**Silyutin Maxim Vladimirovich**, assistant of department theory of aircraft engine Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). Area of research: thermogasdynamic process in liquid rocket engine.

**Shustov Stanislav Alekseevich**, Candidate of technical Sciences, associate Professor of theory of aircraft engine department, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). Area of research: thermogasdynamic process in liquid rocket engine.