

Расчетно-теоретическое исследование взаимодействия высокотемпературного сверхзвукового потока с моделью летательного аппарата

© Д.А. Ягодников¹, Н.И. Быков², В.И. Томак¹,
А.С. Бурков¹, Н.Я. Ирьянов¹

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

² РКК «Энергия» им. С.П. Королева, Королев, 141070, Россия

Представлены результаты расчетно-теоретического исследования обтекания модели профиля элемента летательного аппарата высокотемпературным потоком с заданным значением скорости ($M_n = 4$) и температуры торможения ($T^ = 1134$ К) набегающего потока, представляющего собой продукты сгорания керосино-воздушной смеси, которая истекает из сверхзвукового сопла жидкостного ракетного двигателя, работающего по схеме жидкость — газ. Данная схема испытаний модели имеет преимущества благодаря простоте реализации, большому времени работы по сравнению с импульсными установками, а также позволяет регулировать температуру торможения потока. В результате расчетов с использованием универсальной программной системы ANSYS 14.5 методом конечно-элементного анализа получены поля распределения параметров рабочего тела по соплу при работе газогенератора с установленным на оптимальном расстоянии объектом испытания и без объекта, а также при наличии крепления профиля. Это позволило определить распределение давления по поверхности испытуемого объекта и рассчитать максимальное усилие на крепящий кронштейн. Установлено также минимальное значение давления в камере генератора рабочего тела, обеспечивающее безотрывное течение в сопле.*

Ключевые слова: сверхзвуковое обтекание профиля, жидкостной ракетный двигатель, численное моделирование, ANSYS.

Введение. Одно из направлений развития летательных аппаратов (ЛА) связано с использованием новых конструкционных материалов, в частности углерод-углеродных (УУКМ) и углерод-керамических (УККМ) композиционных материалов [1–3]. Их внедрение в конкретные образцы техники, изготовление из них эффективных элементов конструкций в большой степени определяются совершенством экспериментальных установок, методик и аппаратно-программных средств стендовой отработки, обуславливающих значительную экономии материальных ресурсов и времени, особенно на этапе летных испытаний ЛА.

В практике экспериментальной отработки УУКМ и УККМ и элементов конструкций камер двигателей ЛА используются различные установки:

сверх- и гиперзвуковые аэродинамические (в некоторых случаях газодинамические) трубы с различными способами подогрева рабочего тела — воздуха и газа заданного химического состава;

ударные аэродинамические трубы;
плазмотроны;
баллистические стенды;
газогенераторы и др. [4–6].

Несмотря на очевидные различия физических принципов работы, их объединяет необходимость решения задачи физического моделирования на стенде следующих, в большинстве случаев взаимозависимых, параметров:

линейных размеров исследуемого объекта;
температуры (энтальпии) торможения;
давления торможения;
числа Маха (M_n) набегающего потока;
окислительного потенциала или химического состава набегающего потока;

времени единичного испытания, в течение которого поток с заданными характеристиками воздействует на исследуемый объект.

Тем не менее каждая экспериментальная установка только частично обеспечивает физическое моделирование определяющих параметров, соответствующих реальным условиям применения ЛА. Кроме того, при выборе конкретных методов испытаний и экспериментальных установок предприятиям — разработчикам композитных материалов и элементов конструкций из них приходится учитывать техническую сложность конструкции, энерго- и материалоемкость, а также возможность проведения цикла испытаний, необходимых для получения представительных результатов и статистической обработки последних.

Испытание моделей в потоке продуктов сгорания газогенератора. С учетом изложенного представляется перспективным способ, который заключается в создании набегающего с заданными характеристиками потока с помощью газогенератора (ГГ), разработанного на основе двухкомпонентного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) с вытеснительной системой подачи, работающего по схеме газ — жидкость. Причем с учетом доступности и стоимости предпочтительно жидкое углеводородное горючее, в частности керосин и этиловый спирт, а в качестве окислителя можно использовать воздух, поскольку он является забортным окислителем для многих силовых установок ЛА, соответствующих классу воздушно-реактивных двигателей и, кроме того, он дешевле, доступнее и технически безопаснее, чем штатные окислители ЖРД — кислород или несимметричный диметилгидразин (по отношению к последнему также более экологичен).

Данная схема испытаний модели имеет следующие преимущества:

малую потребную мощность по сравнению со многими другими установками [6];

продолжительное время работы по сравнению с импульсными установками (типа ударных труб) [4];

компактность и дешевизну, по сравнению с большими испытательными центрами (сверх- и гиперзвуковыми аэродинамическими стендами);

возможность регулирования соотношения компонентов и полной температуры потока;

наглядность получаемых данных испытания в отличие от импульсных установок, где приходится прогнозировать дальнейшее поведение потока и объекта испытаний.

Тем не менее при использовании ЖРД в качестве генератора рабочего тела с заданными характеристиками возникает ряд специальных задач, в частности обеспечение безотрывного течения в сопле и расчет механических нагрузок, действующих на модель и установочные приспособления. Для их решения в минимальные сроки и без организации дополнительных экспериментов целесообразно математическое моделирование и расчет интересующих параметров, которые позволяют правильно выполнить настройку режимных параметров стендового оборудования и по рассчитанным нагрузкам спроектировать и изготовить надежные элементы крепления модели к стапельному оборудованию.

Цель настоящей работы заключается в математическом моделировании обтекания модели профиля ЛА применительно к условиям стендовых испытаний.

Описание математической модели и объекта исследования. Объектом моделирования служила сверхзвуковая струя продуктов сгорания керосина в воздухе, истекающая из конического сопла ЖРД с диаметром минимального сечения 25 мм, диаметром выходного сечения 90 мм и полууглом раскрытия сопла $\alpha_c = 15^\circ$.

В качестве объекта испытания — модели профиля ЛА — взят плоский угол с углом при вершине 8° (рис. 1).

В рамках данной научно-исследовательской работы проведено численное моделирование проектируемого ГГ в универсальной программной системе конечно-элементного (МКЭ) анализа ANSYS 14.5 [7].

Первоначально был проведен термодинамический расчет продуктов сгорания керосина и воздуха с использованием программного комплекса TERRA профессора Б.Г. Трусова [8]. Таким образом, определены необходимые для моделирования внешнего обтекания следующие характеристики рабочего тела:

полное давление в камере сгорания $p_k^* = 15,8$ МПа;

показатель адиабаты $k = 1,31$;

температура торможения в камере сгорания $T_k^* = 1134$ К;

статическое давление на срезе сопла $p_a = 0,0981$ МПа;

газовая постоянная $R = 287,2$ Дж/(кг·К).

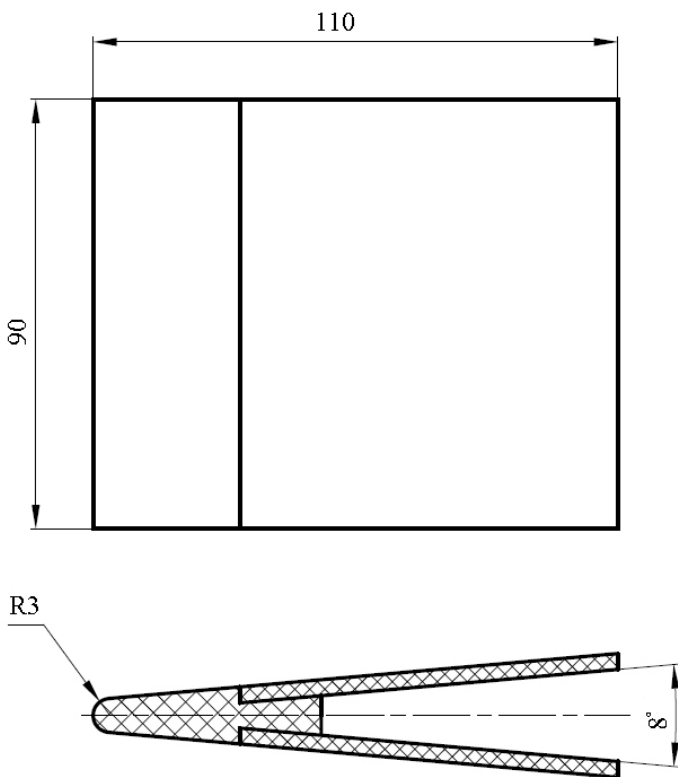


Рис. 1. Схема объекта испытаний

Результаты расчета наибольшей степени расширения потока при безотрывном истечении продуктов сгорания. На первом этапе моделирования была определена наибольшая геометрическая степень расширения потока (отношение площади среза к площади критического сечения сопла), обеспечивающая безотрывное истечение продуктов сгорания ЖРД в окружающую среду при атмосферном давлении $p_h = 0,0981$ МПа. Расчет проведен по методике, представленной в работе [9].

Местоположение скачка уплотнения (число Маха в сечении скачка $M_{ск}$) определяется с помощью следующей зависимости:

$$\frac{P_k}{P_h} = \frac{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_{ск}^2\right)^{\frac{k}{k-1}}}{(0,39 + 0,73 M_{ск}) \left(1 + \left(0,192 \frac{1}{\sin(\alpha_c)} - 0,7\right) \left(1 - \frac{M_{ск}}{M_{a,p}}\right)\right)},$$

где $M_{a,p} = 5,932$ — расчетное число Маха на срезе сопла для геометрической степени расширения по диаметру $d_{отн} = d_a/d_{кр} = 10,4$, определенному по термодинамическим расчетам.

Давление потока перед скачком уплотнения вычисляется по формуле

$$p_{\text{ск}} = p_{\text{к}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{\text{ск}}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

Безразмерная относительная площадь сопла в сечении, где установился скачок, есть величина, обратная газодинамической функции (ГДФ) $q_{\text{ск}}$:

$$f_{\text{ск}} = \frac{1}{q_{\text{ск}}}.$$

Значение ГДФ $q_{\text{ск}}$ определяется через приведенную скорость $\lambda_{\text{ск}}$

$$q_{\text{ск}} = \lambda_{\text{ск}} \left[1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_{\text{ск}}^2 \right]^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}}.$$

Значение $\lambda_{\text{ск}}$ связано с ГДФ $\pi_{\text{ск}} = \frac{p_{\text{ск}}}{p_{\text{к}}}$ соотношением

$$\lambda_{\text{ск}} = \left[\left(1 - \pi_{\text{ск}}^{\frac{k-1}{k}} \right) \frac{k+1}{k-1} \right]^{0,5}.$$

Для обеспечения безотрывного течения в сопле необходимо задавать геометрическую степень расширения такой, чтобы давление на срезе сопла $p_{\text{а}}$ было меньше $p_{\text{ск}}$: $p_{\text{а}} \leq p_{\text{ск}}$.

Результаты расчета при изменении давления в камере сгорания $p_{\text{к}}$ представлены в табл. 1.

Таблица 1

Предельные значения параметров потока на выходе из сопла, обеспечивающие безотрывное течение в сопле при различных значениях давления в камере сгорания

$p_{\text{к}}$, МПа	$p_{\text{а}}$, кПа	$M_{\text{а}}$	$f_{\text{а}}$
8	27,66	4,269	20,306
10	26,71	4,447	24,476
12	25,96	4,594	28,453
14	25,36	4,721	32,380
15,8	24,90	4,821	35,844
18	24,42	4,930	39,994
20	24,05	5,019	43,689
22	23,71	5,100	47,483

На рис. 2 представлены результаты расчета поля течения в сопле при безотрывном истечении (рис. 2, а) и при наличии отрыва потока от стенок конического сопла (рис. 2, б). Для наглядного представле-

ния значений градиента давления в расширяющейся части сопла верхняя граница значений легенды зафиксирована на уровне 1 МПа. Поэтому все значения давлений более 1 МПа окрашены одним (красным) цветом.

Выполненные расчеты позволили определить в конструкции диаметр среза сопла, удовлетворяющий требованию безотрывного истечения продуктов сгорания при заданной скорости потока, обтекающего модель профиля.

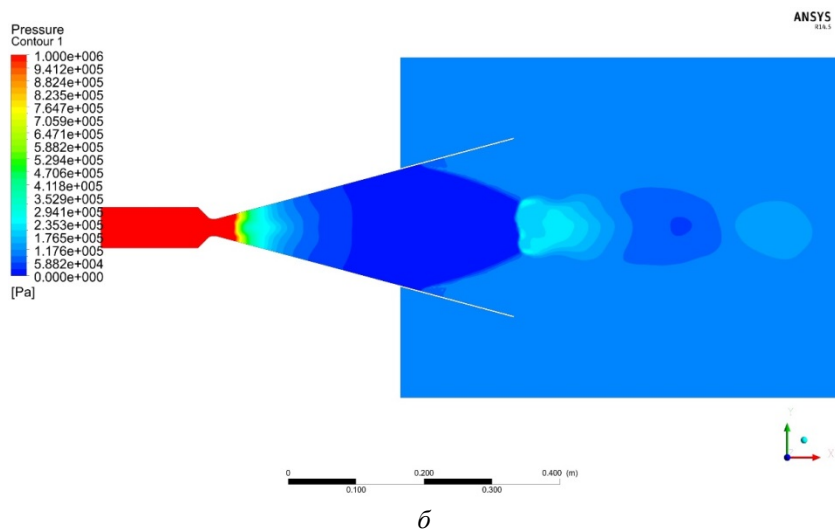
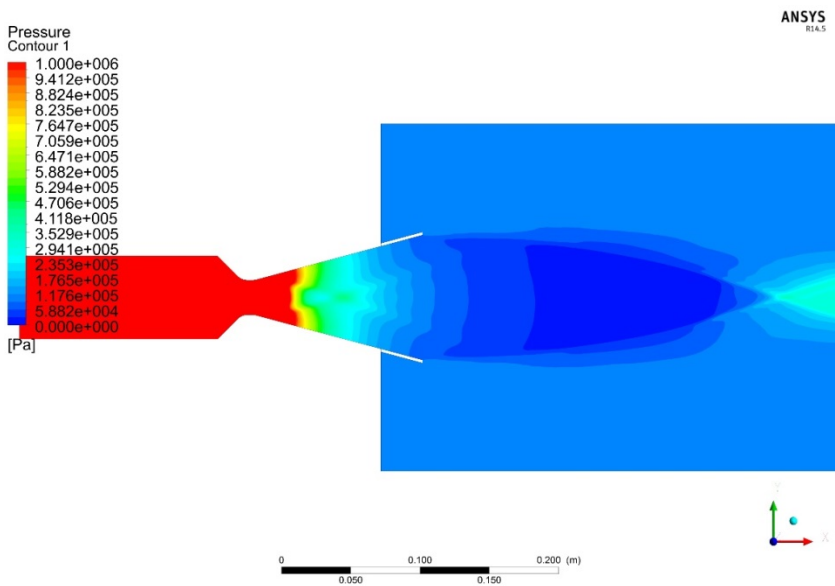


Рис. 2. Распределение давления в сопле при безотрывном истечении (а) и при наличии отрыва потока от стенок (б), $p_k = 15,8$ МПа

Моделирование обтекания модели в стендовых условиях. Для проведения численного расчёта были построены сетки конечных элементов модели профиля с учетом расчётных областей течения газа. Создание сеток проводилось в модуле CFX-Mesh на платформе ANSYS Workbench [10].

В табл. 2 указаны диапазоны количества вершин, элементов и граней сеток от минимального до максимального из встречающихся значений.

Таблица 2

Характеристики конечных элементов

Параметры конечных элементов	Диапазон значений
Количество вершин	174690 ... 318229
элементов	206158 ... 374739
тетраэдров	21375 ... 38344
треугольных призм	1593 ... 2667
шестигранников	147424 ... 273060
пирамид	35275 ... 60668
граней	23529 ... 36931
Размер элемента, м	0,002

Для проведения расчетов в программном комплексе TERRA [8] определены параметры рабочего тела:

Однородность материала	Гомогенный
Агрегатное состояние	Газ
Уравнение состояния	Идеальный газ
Молярная масса μ , кг/кмоль	28,95
Удельная теплоемкость (при постоянном давлении) c_p , Дж/(кг · К).....	1200
Динамическая вязкость η , Па · с	$18,27 \cdot 10^{-6}$
Коэффициент теплопроводности λ , Вт/(м · К)	0,0261
Модель турбулентности	Shear Stress Transport (SST)

В каждой из расчетных сеток было выделено по четыре поверхностные области. Приведем их характеристики.

Граничные условия области «Вход»:

- тип области — вход слева;
- полное давление p_k^* — 15,8 МПа;
- направление потока — по нормали к области входа;
- турбулентность — нулевой градиент;
- полная температура T_k^* — 1134 К.

Граничные условия области «Выход»:

- тип области — открытое пространство;
- статическое давление p_a — 0,0981 МПа;
- статическая температура T_a^* — 298,15 К.

Граничные условия области «Стенка сопла»:

- тип области — стенка;
- скольжение стенки — без скольжения;
- эквивалентная шероховатость стенки $\delta_{\text{шер}}$ — 0,01 мм;
- перенос тепла — адиабатическая стенка.

Для ANSYS были установлены следующие настройки для критерия сходимости:

- тип невязки — RMS (среднеквадратическая невязка);
- значение невязки — $1 \cdot 10^{-5}$.

На рис. 3 приведены результаты расчетов обтекания модели профиля в виде распределения числа Маха. В лобовой точке поток тормозится и статическое давление возрастает до значения, практически соответствующего полному давлению в камере сгорания ГГ. Данное обстоятельство на практике приводит к необходимости конструирования надежной системы фиксации модели профиля за срезом сопла ГГ. Для этого были приведены специальные расчеты обтекания модели профиля, закрепленной на кронштейне.

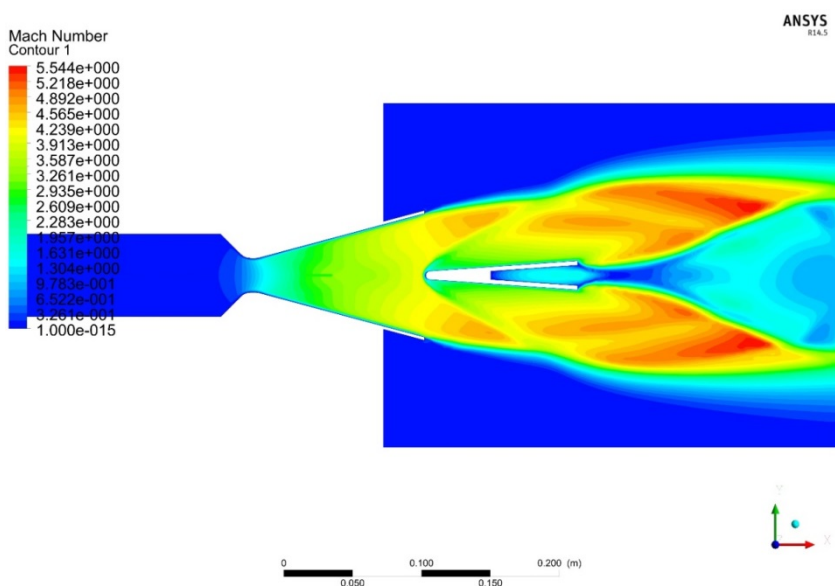


Рис. 3. Распределение числа Маха при обтекании модели профиля

Результаты расчетов обтекания модели профиля в виде распределений статической температуры показывают (рис. 4), что наибольшее значение параметра наблюдается в лобовой точке модели и на верхней поверхности горизонтальной и вертикальной частей кронштейна (~1200 К). Нижняя часть профиля и кронштейна подвергнуты меньшей тепловой нагрузке.

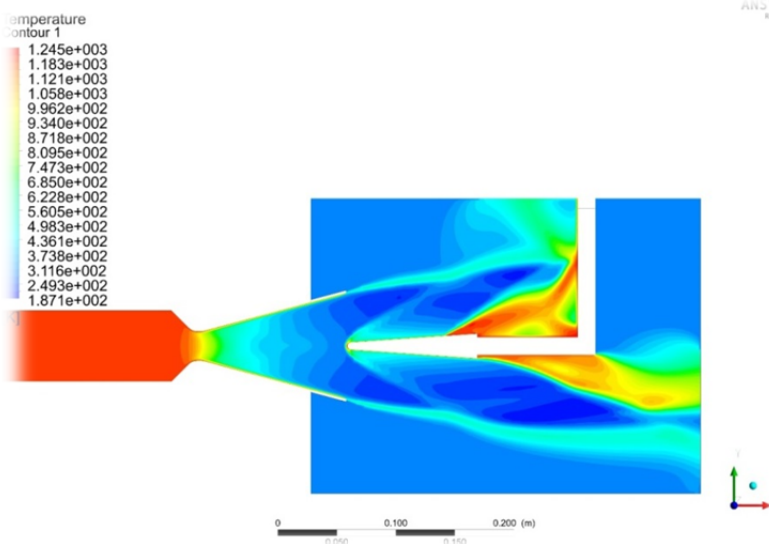


Рис. 4. Распределение статической температуры при обтекании модели профиля, закрепленного на кронштейне

Кроме того, интегрирование поля статического давления потока по поверхности обтекаемой модели показало, что на крепление действует горизонтальная (по направлению потока) сила, равная 10,8 кН, приложенная на расстоянии 70 мм от оси двигателя, а также вертикальная сила 2,7 кН, направленная вниз и не создающая значительного изгибающего момента, так как приложена возле угла кронштейна. Эти результаты позволили разработать рекомендации по выбору материала, конструкции кронштейна и способа его тепловой защиты от теплового воздействия сверхзвукового потока, обтекающего модель.

Таким образом, в результате выполненного моделирования и проведения расчетных исследований получены поля распределения параметров рабочего тела по соплу при работе ГГ с объектами испытания и без объекта, а также при наличии крепления профиля, что позволило определить распределение давления по поверхности испытываемого объекта и рассчитать максимальное усилие на крепящий кронштейн.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Калинин В.А., Ягодников Д.А. *Технология производства ракетных двигателей твердого топлива*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011, 636 с.
- [2] Елисеев В.Н., Товстоног В.А., Павлова Я.М. К проблеме повышения мощности газоразрядных источников излучения для тепловых испытаний конструкций летательных аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2014, №4, с. 131–135.
- [3] Димитриенко Ю.И., Захаров А.А., Сыздыков Е.К. и др. Численное решение сопряженной задачи гиперзвуковой аэродинамики и термомеханики термодеструктурирующих конструкций. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, № 9. URL: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/aero/1114.html>

- [4] Третьяков П.К., Яковлев В.И. Формирование квазистационарного сверхзвукового течения с импульсно-периодическим плазменным теплоисточником. *Письма в ЖТФ*, 1998, т. 24, № 16, с. 8–12.
- [5] Обносов Б.В., Сорокин В.А., Ягодников Д.А. и др. *Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014, 303 с.
- [6] Полежаев Ю.В., Шишков А.А. *Газодинамические испытания тепловой защиты*. Справочник. Москва, Изд-во «Промедэк», 1992, 248 с.
- [7] *ANSYS CFX-Solver Theory Guide*. ANSYS CFX Release 12.1 ANSYS Inc., 2009, 258 p.
- [8] Трусов Б.Г. Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах. *Горение и плазмохимия: Мат. III Междунар. симп.* Алматы: Изд-во Казахского национального ун-та, 2005, с. 52–57.
- [9] Кудрявцев В.М., ред. *Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Высш. шк., 1993, Т. 1.
- [10] *ANSYS 14.5* © ANSYS, Inc., 2012.

Статья поступила в редакцию 11.12.2015

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Ягодников Д.М., Быков Н.И., Томак В.И., Бурков А.С., Ирьянов Н.Я. Расчетно-теоретическое исследование взаимодействия высокотемпературного сверхзвукового потока с моделью профиля летательного аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 1. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arse/ahttp/1456.html>

Ягодников Дмитрий Алексеевич — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 220 научных работ в области экспериментально-теоретических исследований рабочих процессов и разработки бесконтактных методов диагностики ракетных и реактивных двигателей. e-mail: daj@bmstu.ru

Быков Николай Иванович — инженер-конструктор ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». Автор 6 научных работ в области анализа ракетных двигателей методами вычислительной гидрогазодинамики (CFD) и исследования рабочего процесса в энергетических установках на порошкообразном алюминии. e-mail: abs2186@mail.ru

Томак Виктор Иванович — канд. техн. наук, зав. отд. НИИ ЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 10 изобретений, патентов и 20 научных работ. Специалист в области экспериментальной отработки ракетных и реактивных двигателей и конструкционных материалов ракетно-космической техники. e-mail: mgtu-e14@mail.ru

Бурков Андрей Сергеевич — аспирант кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специалист в области стендовой отработки ракетных и реактивных двигателей. Соавтор 10 публикаций по экспериментальным исследованиям характеристик конструкционных материалов и бесконтактной диагностики высокотемпературных потоков. e-mail: mgtu-e14@mail.ru

Ирьянов Николай Яковлевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 40 научных работ в области двухфазных течений в газовом тракте ракетных двигателей и методологии отработки ракетных двигателей. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Numerical and theoretical research of high-temperature supersonic flow interaction with the model of flight vehicle profile

© D.A. Yagodnikov¹, N.I. Bykov², V.I. Tomak¹,
A.S. Burkov¹, N.Ya. Iryanov¹

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

²S.P. Korolev Rocket and Space Corporation "Energia", Korolev, 141070, Russia

The article considers the results of numerical and theoretical research of a high-temperature flow with the specified velocity value ($M = 4$) around the flight vehicle element profile model when total temperature of a free-stream flow is $T^ = 1134$ K. The free-stream flow consists of kerosene-air mixture combustion products flowing out from a supersonic nozzle of the liquid rocket engine working to the liquid-gas scheme. This scheme of model tests has advantages due to simplicity of realization, longer operation time in comparison with impulse devices, and also allows to regulate total temperature of the flow. The fields of working medium parameter distribution over the nozzle were obtained by the finite element analysis using general-purpose program system ANSYS 14.5 when a gas generator worked at the optimal distance from the test object and without the latter as well as in the presence of profile support which allowed determining the pressure distribution over the surface of the test object and calculating the final force on the supporting bracket. The minimum value of pressure in the working medium generator chamber ensuring steady flow in the nozzle was also determined.*

Keywords: profile supersonic flow, liquid rocket engine, numerical modeling, ANSYS.

REFERENCES

- [1] Kalinchev V.A., Yagodnikov D.A. *Tekhnologiya proizvodstva raketnykh dvigateley tverdogo topliva* [Technology of Solid Propellant Rocket Engine Production]. Moscow, BMSTU Publ., 2011, 636 p.
- [2] Yeliseyev V.N., Tovstonog V.A., Pavlova Ya.M. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seria Mashinostroyeniye – Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series: Mechanical Engineering*, 2014, no. 4, pp. 131–135.
- [3] Dimitriyenko Yu.I., Zakharov A.A., Syzdykov E.K., et al. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovations*, 2013, no. 9. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/aero/1114.html>
- [4] Tretyakov P.K., Yakovlev V.I. *Pisma v zhurnal tekhnicheskoy fiziki – Technical Physics Letters*, 1998, vol. 24, no. 16, pp. 8–12.
- [5] Obnosov B.V., Sorokin V.A., Yagodnikov D.A., et al. *Konstruktsiya i proektirovanie kombinirovannykh raketnykh dvigateley na tverdom toplive* [Construction and Design of Hybrid Solid-Propellant Rocket Engine]. Sorokin V.A., ed. Moscow, BMSTU Publ., 2014, 303 p.
- [6] Polezhayev Yu.V., Shishkov A.A. *Gazodinamicheskie ispytaniya teplovoy zashchity* [Gasdynamic Tests of Thermal Protection]. Moscow, Promedek Publ., 1992, 248 p.
- [7] *ANSYS CFX-Solver Theory Guide. Release 12.1*, ANSYS Inc., Canonsburg, PA, 2009, 258 p.

- [8] Trusov B.G. Programmная sistema TERRA dlya modelirovaniya fazovykh i khimicheskikh ravnovesiy pri vysokikh temperaturakh [Program System for Phase and Chemical Equilibrium Modelling at High Temperatures]. *Proc. of the III Int. Symp. "Burning and Plasma Chemistry" August 24, 2005*. Almaty, Kazakh. University Publ., 2005, pp. 52–57.
- [9] Kudryavtsev V.M., ed. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley*. Tom 1 [Fundamentals of the theory and calculation of liquid rocket engines. Vol. 1]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1993.
- [10] *ANSYS 14.5*, ANSYS Inc., 2012.

Yagodnikov D.A., Dr. Sci. (Eng.), Professor, Head of the Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 220 scientific works in the field of experimental and theoretical research of working processes and development of contactless methods of rocket and jet engines diagnostics. e-mail: daj@bmstu.ru

Bykov N.I. (b.1990) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2013. Design engineer, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation "Energia". Author of 6 scientific works in the fields of rocket engine analysis by the techniques of computational fluid dynamics (CFD) and working process research in power stations based on powdered aluminum. e-mail: abs2186@mail.ru

Tomak V.I. (b.1946) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 1970. Cand. Sci. (Eng.), Head of Department, Research Institute of Power Engineering, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 10 inventions, patents and 20 scientific works. Expert in the fields of rocket and jet engine experimental development and construction materials for rocket and space equipment. e-mail: mgtu-e14@mail.ru

Burkov A.S., Post-graduate student, Bauman Moscow State Technical University. Co-author of 10 publications on pilot studies of construction material characteristics and contactless diagnostics of high-temperature flows. Expert in the field of developmental testing of rocket and jet engines. e-mail: mgtu-e14@mail.ru

Iryanov N.Ya. (b. 1938) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 1961. Cand. Sci. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 40 scientific works in the fields of two-phase flow in rocket engine gas circuits and methodology of rocket engines development. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru