

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

УДК 621.454

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ТЕЧЕНИЯ КИСЛОРОДА В РУБАШКЕ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ ЖРД

Д.А. Ягодников¹, Ю.В. Антонов¹, А.В. Новиков¹,
П.П. Стриженко², Н.И. Быков²

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация
e-mail: daj@bmstu.ru; antonov@bmstu.ru; arnov@power.bmstu.ru

²ОАО “РКК “Энергия” им. С.П. Королёва”,
г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация
e-mail: strizhenko@gmail.com; ollikahnstex@rambler.ru

Разработана методика расчета характеристик процесса течения жидкого кислорода, находящегося в до-, транс- и сверхкритическом состояниях в рубашке охлаждения камеры жидкостного ракетного двигателя тягой ~50 кН с учетом многомерности течения в тракте охлаждения, подогрева охладителя и гидравлических потерь. При заданных режимах работы камеры жидкостного ракетного двигателя получены значения температуры охладителя, поля скорости, а также приведены результаты расчета напряженно-деформированного состояния в граничных сечениях тракта охлаждения, в подводящих коллекторах камеры жидкостного ракетного двигателя. Сформулированы рекомендации по оптимизации гидравлического тракта в целях повышения эффективности охлаждения камеры жидкостного ракетного двигателя и снижения гидравлических потерь.

Ключевые слова: жидкостной ракетный двигатель, регенеративное охлаждение, жидкий кислород, гидродинамика, теплообмен, численное моделирование.

PHENOMENOLOGY OF OXYGEN FLOW PARAMETERS INSIDE COOLING JACKET OF LIQUID-PROPELLANT ENGINE CHAMBER

D.A. Yagodnikov¹, Yu.V. Antonov¹, A.V. Novikov¹,
P.P. Strizhenko², N.I. Bykov²

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation
e-mail: daj@bmstu.ru; antonov@bmstu.ru; arnov@power.bmstu.ru

²ОАО “S.P. Korolev Rocket and Space Corporation “Energiya”, Korolev,
Moscow region, Russian Federation
e-mail: strizhenko@gmail.com; ollikahnstex@rambler.ru

A calculation method of process characteristics of liquid oxygen flow which is before, trance- and supercritical states inside cooling jacket of liquid-propellant engine chamber by motive power about 50 kN was developed. It takes into account the flow multidimensionality in a cooling circuit, heating of a cooler and hydraulic losses. At the set operating regimes for the liquid-propellant engine chamber the temperature values of a cooler, a speed field are obtained. Moreover, the calculation results of the stress and deformed state are given within boundary sections of a cooling circuit and in the bringing collectors of the liquid-propellant engine chamber. Optimizations recommendations of a hydraulic circuit are formulated for efficiency increase of cooling of the liquid-propellant engine chamber and decrease in hydraulic losses.

Keywords: liquid-propellant engine, regenerative cooling, liquid oxygen, fluid dynamics, heat exchange, computational simulation.

Исследованию теплового состояния различных элементов конструкции и численному моделированию сопутствующих процессов, протекающих во внутреннем объеме камер жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), в настоящее время уделяется пристальное внимание. Это связано прежде всего с постоянно ужесточающимися требованиями по повышению надежности ЖРД и сокращению сроков разработки.

Численный эксперимент [1, 2] позволяет на этапе эскизного проектирования ракетного двигателя сократить затраты на его создание за счет снижения объема стендовой отработки. Кроме того, инструменты численного моделирования дают возможность в комплексе оценить влияние различных принципиальных изменений, вносимых в конструкцию камеры сгорания двигателя, по наименее экономически затратному пути.

Одним из основных вопросов создания камер ЖРД является организация эффективного рабочего процесса, определяемого смесеобразованием компонентов топлива, тепловым состоянием конструкции камеры, эффективностью преобразования химической энергии топлива в тепловую в объеме КС. При этом большинство современных двигателей, работающих на компонентах топлива “кислород + керосин” (11Д58М, РД-170/171, РД-180, РД-191, РД-0124, НК-33 и др.), традиционно используют в качестве охладителя керосин [3, 4].

В настоящее время ведутся работы по созданию нового ЖРД для разгонного блока тягой 50 кН на топливе кислород и углеводородное горючее, использующего в качестве охладителя камеры сгорания жидкий кислород [5, 6]. Несмотря на то, что кислород по сравнению с керосином как хладагент имеет большую эффективность, остаются нерешенными некоторые вопросы, связанные с особенностями его течения в тракте охлаждения ЖРД и сопутствующими теплофизическими процессами.

Цель настоящей работы — численное 3D-моделирование течения жидкого кислорода по тракту охлаждения камеры рассматриваемого ЖРД [7] с учетом ее геометрических особенностей, а также процессов теплообмена в системе “продукты сгорания–огневая стенка–охладитель” с использованием алгоритмов и методик авторской разработки в сочетании с современными средствами вычислительной гидро- и газодинамики. Схема охлаждения исследуемой камеры двигателя представлена на рис. 1. В двигателе используется схема внешнего регенеративного охлаждения с подводом охладителя в район критического сечения и течением его против потока продуктов сгорания к головке с последующим перепуском в расширяющуюся часть сопла

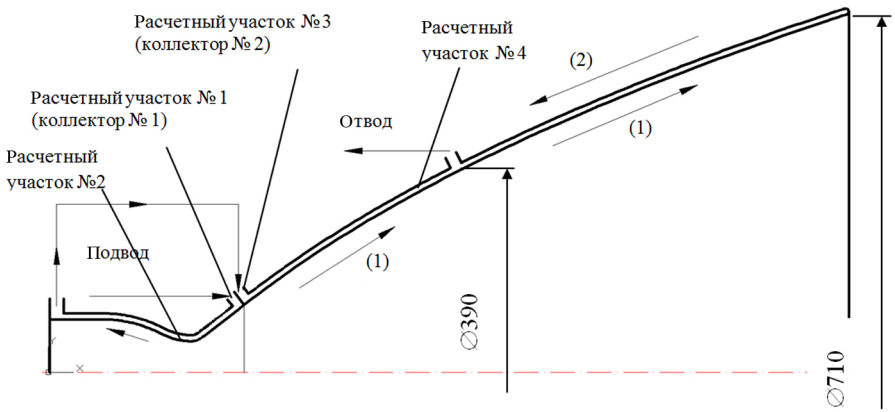


Рис. 1. Схема течения охладителя вдоль огневой стенки

(схема “противоток”), где охладитель движется в сторону среза сопла. При этом в сверхзвуковой части сопла реализуется петлевая схема охлаждения с протоком $\sim 50\%$ общего расхода охладителя (см. рис. 1).

Одной из основных особенностей рассматриваемой в работе камеры ЖРД является ее охлаждение жидким кислородом. Термодинамические характеристики кислорода, закладываемые в программу, принимались по данным ГСССД [8]. Принципиальным моментом в данном случае является то, что кислород на входе в тракт охлаждения находится в транскритическом состоянии (давление выше критического (5,043 МПа), температура ниже критической (154,58 К)). При огневой работе камеры ЖРД кислород, протекая по тракту охлаждения, нагревается и переходит в сверхкритическое состояние. Теплофизические параметры вещества в таком состоянии находятся между его свойствами в жидкой и газовой фазах.

Для упрощения организации вычислительной процедуры тракт охлаждения ЖРД был разбит на ряд характерных участков (см. рис. 1). Расчетный участок № 1 представляет собой коллектор подвода кислорода к каналам охлаждения камеры сгорания в сверхзвуковой части сопла. Расчетный участок № 2 включает в себя продольные и винтовые каналы тракта охлаждения трансзвуковой и сужающейся секций сопла. Перетекание охладителя из впускного коллектора (участок № 1) в секцию тракта охлаждения камеры ЖРД (участок № 2) осуществляется посредством системы из 60 отверстий диаметром 3 мм. Поскольку в работе рассматриваются внутренние объемы коллекторов и тракта охлаждения, указанная система отверстий представлена в виде совокупности цилиндров. При этом для корректной постановки граничных условий и взаимосвязи перечисленных областей указанный пояс отверстий присутствует как на первом, так и на втором расчетных участках. На рис. 2, а в качестве примера приведена твердотельная расчетная модель коллектора № 2 (подвод кислорода в

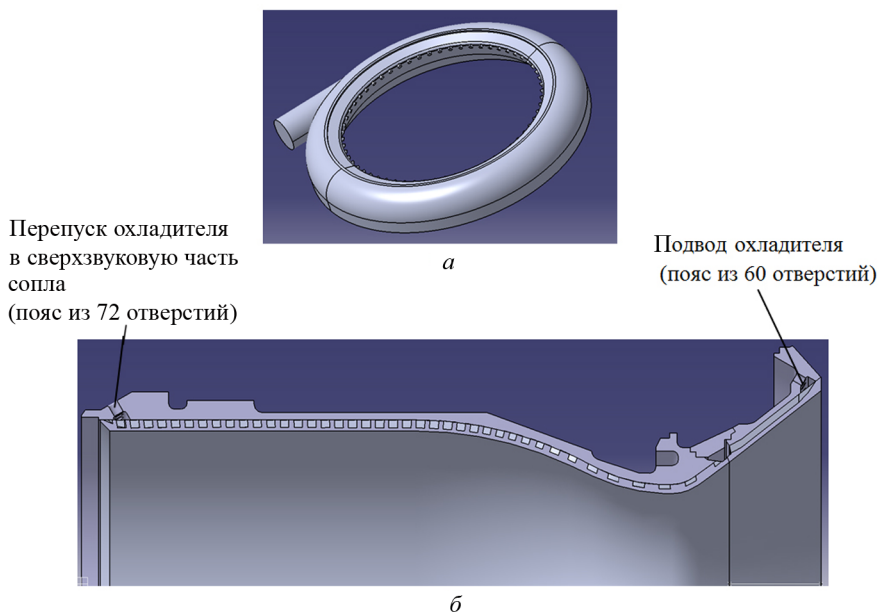


Рис. 2. Задание сетки и граничных условий:

a — модель коллектора № 2; *б* — осевое сечение тракта охлаждения

четвертый участок тракта охлаждения и сверхзвуковую секцию сопла), на рис. 2, *б* — осевое сечение секции тракта охлаждения камеры сгорания.

После охлаждения трансзвуковой секции сопла и камеры сгорания компонент через коллектор № 2 поступает в сверхзвуковую часть сопла. Стыковка расчетных участков в данном случае осуществляется через систему из 60 отверстий диаметром 3,2 мм. Расчетный участок № 3 соответствует внутренним полостям коллектора № 2. Как было отмечено, на сверхзвуковом участке сопла реализована петлевая схема охлаждения огневой стенки. Следует отдельно отметить сложность геометрии сопла, а именно различное число каналов на отдельных секциях сопла с возможностью обмена массовым расходом между соседними потоками охладителя. Как показали предварительные расчеты, имеющихся вычислительных мощностей (процессор IntelCorei7-3770K3,50 ГГц, оперативная память DDR3 (pc-12800) 4x8Gb) недостаточно для моделирования течения охладителя по всем каналам тракта охлаждения, поэтому указанная область была разбита на два геометрически подобных расчетных участка.

После экспорта 3D-моделей описанных участков в платформу ANSYSWorkbench с использованием модуля ICEMCFD для каждой из исследуемых областей были сгенерированы объемные расчетные сетки, общий вид и элементы которых показаны на рис. 3. Характеристики расчетных сеток приведены в табл. 1.

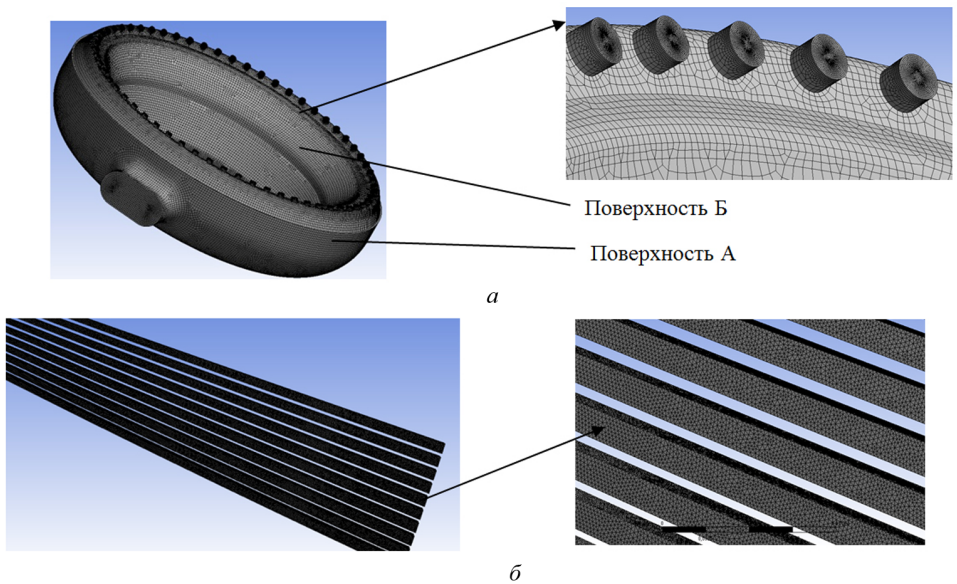


Рис. 3. Фрагменты расчетной сетки

Таблица 1

Основные характеристики расчетных сеток

Параметры	Участок № 1	Участок № 2	Участок № 3	Участок № 4
Геометрия ячейки	гексаэдр	тетраэдр	гексаэдр	тетраэдр
Минимальный размер элемента, м	$10 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$	$10 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$
Максимальный размер элемента, м	$1100 \cdot 10^{-6}$	$250 \cdot 10^{-6}$	$1500 \cdot 10^{-6}$	$250 \cdot 10^{-6}$
Число узлов	$1 \cdot 10^6$	$5,3 \cdot 10^6$	$0,32 \cdot 10^6$	$1 \cdot 10^6$

Задача течения жидкого кислорода по тракту охлаждения ЖРД рассматривалась в трехмерной стационарной постановке с учетом фазового перехода кислорода в газообразное состояние и возможности его нахождения как в транс-, так и в сверхкритическом состояниях. Течение принималось неадиабатическим с возможностью теплообмена со стенкой. В табл. 2 для справки приведены критические параметры кислорода в сравнении с метаном.

Таблица 2

Критические параметры рабочих тел [9]

Компоненты	μ , кг/кмоль	$T_{кр}$, К	$p_{кр}$, МПа
O ₂	32	154,77	4,97
CH ₄	16	190,55	4,64

Расчет процессов теплообмена в системе “продукты сгорания–огневая стенка–охладитель” строился на основе авторской методики,

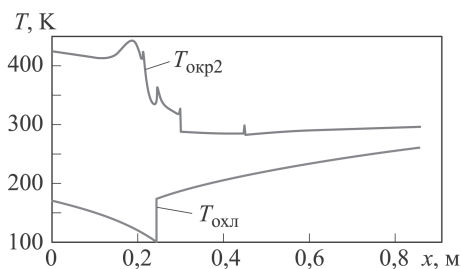


Рис. 4. Распределение температуры окружающей среды со стороны внутренней стенки относительно охладителя ($T_{\text{окр2}}$) и средней по сечению температуры охладителя ($T_{\text{охл}}$) вдоль оси камеры двигателя

главные положения которой подробно изложены в работах [10, 11]. Результаты расчета для рассматриваемой камеры ЖРД, которые впоследствии использовались при постановке граничных условий, приведены на рис. 4.

Осреднение температуры охладителя по сечению осуществлялось в соответствии с формулой

$$T_{\text{ср}} = \frac{\sum_{i=1}^n (S_i T_i)}{S_{\text{сум}}},$$

где $T_{\text{ср}}$ — средняя температура охладителя по сечению; $S_{\text{сум}}$ — площадь сечения; i — порядковый номер участка, в пределах которого температура считается постоянной; n — общее число участков разбиения (совпадает с числом контуров); S_i — площадь i -го участка; T_i — температура охладителя на i -м участке.

Начальные и граничные условия, при которых проводилось численное исследование, приведены в табл. 3 и составлены на основе результатов тепловых расчетов (см. рис. 4).

Таблица 3

Начальные и граничные условия расчета участка № 1 (коллектора)

Наименование параметра	Численное значение
Давление во входном сечении ($p_{\text{вх}}$)	26,4 МПа
Температура во входном сечении ($T_{\text{охл}}$)	108 К
Температура окружающей среды со стороны наружной стенки коллектора ($T_{\text{окр1}}$)	293 К
Температура со стороны внутренней стенки коллектора ($T_{\text{окр2}}$)	Принимается по распределению в соответствии с рис. 4
Суммарный массовый расход охладителя ($m_{\text{охл}}$)	9,7 кг/с

Рассмотрение результатов расчета начнем с анализа газодинамической структуры потока в коллекторе № 1. В процессе расчета полагалось, что теплообмен охладителя осуществляется через две поверхности: с внешней средой посредством наружной стенки (рис. 3, а,

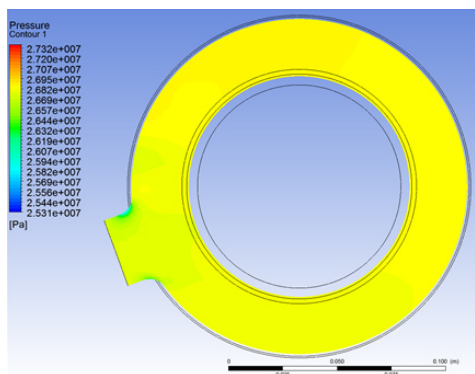


Рис. 5. Поле давления в поперечном сечении коллектора № 1

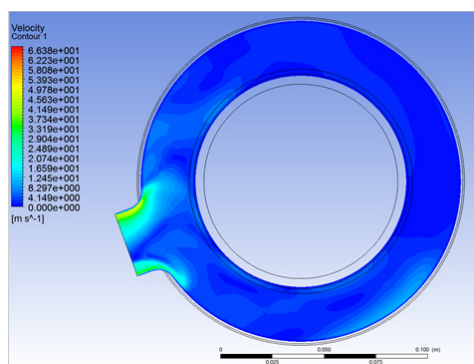


Рис. 6. Поле скорости в поперечном сечении коллектора № 1

поверхность А); с потоком кислорода, протекающим по тракту охлаждения, через внутреннюю стенку (рис. 3, а, поверхность Б).

На рис. 5–7 показаны результаты расчета в виде полей давлений, скоростей и температур в характерных сечениях расчетного участка № 1.

Анализ приведенных полей позволяет отметить следующие особенности течения охладителя.

Непосредственно у входного сечения коллектора формируется зона со значительными скоростными градиентами, однако несмотря на наличие указанной области по мере приближения потока к системе выходных отверстий поле скорости выравнивается и разброс скорости охладителя относительно среднего значения, равного 5,2 м/с, составляет $\pm 0,36$ м/с (7%). Данное обстоятельство позволяет пренебречь неравномерностью поля скорости охладителя при задании граничных условий для расчетного участка № 2.

Результаты расчета свидетельствуют о том, что сформулированные выводы относительно эпюр скоростей в выходном сечении справедливы и к распределению температур и давлений. В частности, несмотря на значительный рост температуры охладителя у боковых стенок коллектора, по мере приближения потока к выходному сечению за счет конвективного теплообмена поле температуры выравнивается, значение последней в указанном сечении составляет 115 К, что эквивалентно суммарному подогреву ~ 7 К. Давление потока охладителя в выходном сечении равно 26,2 МПа, принимая во внимание данные табл. 3,

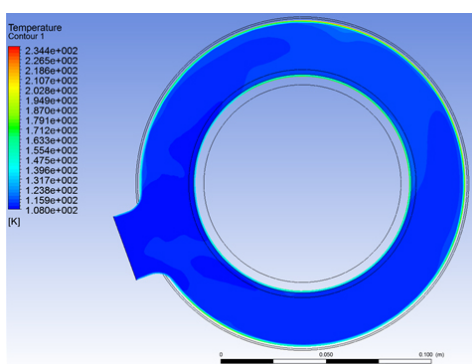


Рис. 7. Поле температуры охладителя в поперечном сечении участка № 1 (коллектора)

имеем суммарные потери, равные 0,4 МПа. Полученные значения относительного подогрева охладителя и суммарных гидравлических потерь удовлетворительно согласуются с данными расчетов, выполненных в ОАО “РКК “Энергия” им. С.П. Королёва” по полуэмпирическим методикам.

Пройдя коллектор № 1, поток кислорода подается в тракт охлаждения камеры ЖРД (участок № 2). Начальные и граничные условия для данного расчета формулировались с учетом полученных результатов и приведены в табл. 4.

Таблица 4

Начальные и граничные условия расчета участка № 2 (тракта охлаждения)

Наименование параметра	Численное значение
Давление во входном сечении ($p_{вх}$)	26,2 МПа
Температура во входном сечении ($T_{охл}$)	115 К
Температура окружающей среды со стороны наружной стенки камеры двигателя ($T_{окр1}$)	293 К
Температура окружающей среды со стороны огневой стенки камеры двигателя ($T_{окр2}$)	Распределение в соответствии с рис. 4
Суммарный массовый расход охладителя ($m_{охл}$)	9,7 кг/с

В процессе проведения расчетов полагалось, что теплообмен охладителя осуществляется через 4 грани канала тракта охлаждения прямоугольной формы.

Учитывая геометрические особенности камеры ЖРД, отдельно рассматривались две области — стык развальцованной оболочки камеры с расширяющейся частью сопла (рис. 8) и стык секций сопла, выполненных из различных материалов: бронзы БрХЦрТ и стали 12Х18Н10Т (рис. 9). Граничные условия в выходном сечении в данном случае формулировались из результатов оценочного расчета поля

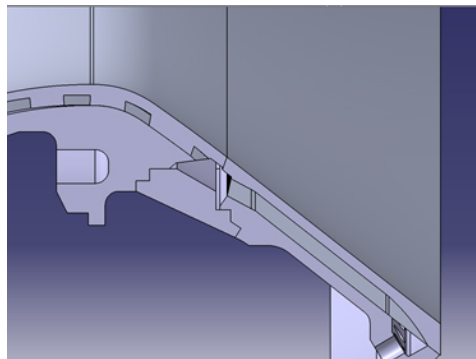


Рис. 8. Стык развальцованной оболочки камеры со сверхзвуковой частью сопла (стык № 1)

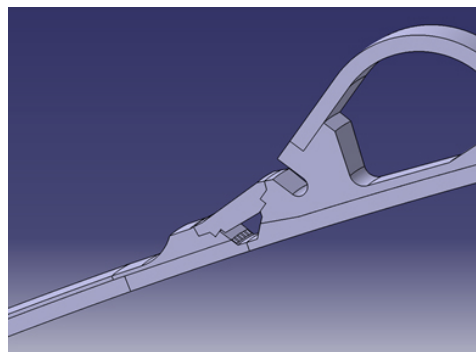


Рис. 9. Стык сверхзвуковых секций сопла, выполненных из разных материалов (стык № 2)

течения охладителя в полном объеме участка № 2 на грубой сетке (5 узлов в сечении одного канала охлаждения).

Приведенные результаты расчетов (рис. 10, 11) свидетельствуют о существенных тепловой и скоростной неравномерностях потока по продольному сечению. В частности, полученный вид распределения температуры охладителя (рис. 11, *a*) является следствием влияния одностороннего подвода теплоты от продуктов сгорания к стенке, а от стенки к охладителю. При этом несмотря на значительный разброс температуры жидкости по продольному сечению (максимальное значение последней составляет 297 К), в процессе оценочного расчета поля течения на грубой сетке на выходе из участка № 2 температура

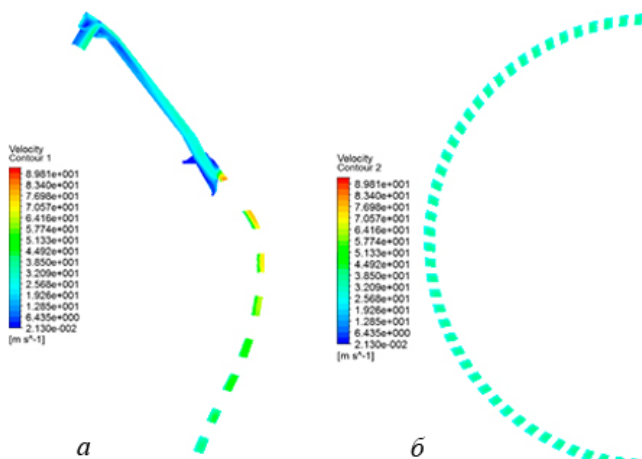


Рис. 10. Поля скоростей охладителя в продольном (*a*) и выходном (*б*) сечениях расчетного участка № 2

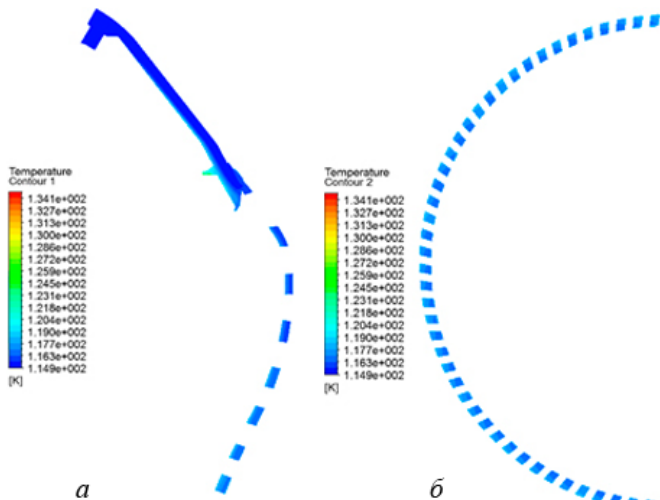


Рис. 11. Поля температур охладителя в продольном (*a*) и выходном (*б*) сечениях расчетного участка № 2

охлаждителя принимает значение ~ 240 К, что позволяет сделать вывод об удовлетворительном согласовании рассматриваемого параметра с результатами огневых испытаний камер (230 К).

Среднее значение давления в выходном сечении составляет 22,3 МПа, учитывая данные табл. 4, потери давления во втором расчетном участке составляют 4,9 МПа, что также удовлетворительно согласуется с результатами эксперимента (3,56 МПа), и позволяет использовать полученные результаты при формулировке граничных условий для расчета поля течения непосредственно в стыке развальцованной оболочки камеры со сверхзвуковой частью сопла.

Рассматривая структуру течения в области стыка № 1, отметим следующие его особенности (конструкционные материалы огневой стенки камеры сгорания и сопла в данном случае совпадают (сплав БрХЦрТВ)).

При движении потока непосредственно по осевым каналам тракта охлаждения его скорость увеличивается с начального значения 5,2 м/с до $\sim 20,7$ м/с, что вызвано сужающимся характером геометрии тракта и подогревом охладителя (рис. 10, *а*). Далее, после входа в полость данного стыка течение охладителя характеризуется наличием двух застойных зон, вследствие чего в непосредственной близости у огневой стенки скорость падает до 6,5 м/с.

Около наружной стенки падение скорости, связанное с торможением потока, более существенно и ее значение равно 2,1 м/с. Описанная неравномерность скорости по сечению, а также ее уменьшение при затекании охладителя в область коллектора (рис. 12, *а*) являются следствием увеличения площади проходного сечения тракта охлаждения и влияния одностороннего подогрева жидкости. Эти же обстоятельства обуславливают и соответствующее поле температур охладителя (рис. 12, *б*).

После охлаждения камеры сгорания, а также сужающейся и транскритических секций сопла поток кислорода перепускается в коллектор № 2 (расчетный участок № 3), характерной особенностью которого

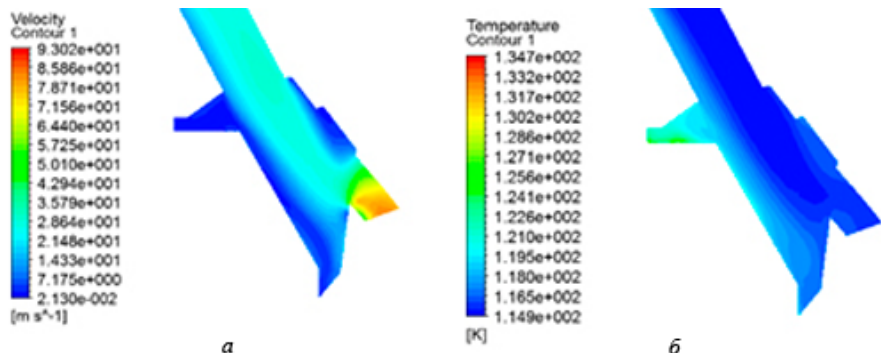


Рис. 12. Поля скорости (*а*) и температуры (*б*) охладителя в области стыка № 1

является тангенциальный подвод жидкости в рабочую полость. Здесь следует отдельно отметить, что при задании начальных и граничных условий расчета (табл. 5) не учитывались потери давления и подогрев охладителя при течении последнего по трубопроводу, связывающему выход из первого участка тракта охлаждения и входное сечение коллектора № 2.

Таблица 5

Начальные и граничные условия третьей серии расчетов

Наименование параметра	Численное значение
Давление во входном сечении ($p_{вх}$)	22,3 МПа
Температура во входном сечении ($T_{охл}$)	240 К
Температура окружающей среды со стороны наружной стенки коллектора ($T_{окр1}$)	293 К
Температура окружающей среды со стороны внутренней стенки коллектора ($T_{окр2}$)	Распределение в соответствии с рис. 4
Суммарный массовый расход охладителя ($m_{охл}$)	9,7 кг/с

По аналогии с коллектором № 1 в данном случае вводилось допущение о том, что теплообмен охладителя с окружающей средой осуществляется через две поверхности: с внешней средой посредством наружной стенки и с потоком кислорода, протекающим по тракту охлаждения, через внутреннюю стенку.

Анализируя газодинамическую картину течения охладителя в полости коллектора № 2, следует отметить, что в поперечном сечении ее вид фактически является типовым для каналов с тангенциальным подводом компонента, исключение составляет наличие зоны обратных токов, носящей локальный характер, у левой по потоку кромки подводящего патрубка. Остальные особенности течения в целом подобны рассмотренным применительно к коллектору № 1. В частности, основной градиент температуры охладителя наблюдается у стенок расчетного участка, а именно вблизи внутренней поверхности максимальное значение температуры составляет 259 К, у наружной стенки поток нагревается до 246 К. При приближении к выходному сечению температурное поле выравнивается: значение последней равно 251,6 К, суммарный подогрев составляет $\sim 11,6$ К. Среднее давление кислорода в выходном сечении равно 21,2 МПа, тогда итоговые суммарные потери будут равны 1,1 МПа.

Принимая во внимание незначительный разброс скорости и температуры в выходном сечении при задании граничных условий для расчетного участка № 4, указанная неравномерность не учитывалась.

После коллектора № 2 поток кислорода поступает на охлаждение расширяющейся части сопла (расчетный участок № 4). Существен-

ным обстоятельством в данном случае является смена материала огневой стенки. Начальный участок сверхзвуковой секции сопла, непосредственно прилегающий к подводным коллекторам, выполнен из сплава БрХЦрТВ. Остальная секция сопла — из сплава ХН55МБЮ, что оказывает определенное влияние на теплообменные процессы в области стыка указанных материалов (рис. 9).

Ранее уточнялось, что рассматриваемая камера двигателя имеет петлевую схему охлаждения (поток разворачивается у среза сопла) с течением порядка 50% расхода охладителя в противоточном направлении. Следует также отметить, что в экспериментах давление и температура охладителя замерялись как правило во входном и выходном сечениях тракта охлаждения. Принимая во внимание указанные обстоятельства, в процессе проведения расчетов выполнялись два цикла: на грубой сетке для области № 4; на подробной сетке для стыка № 2 (рассматривалось не все сопло, а угловой сектор, равный 12°). Начальные и граничные условия приведены в табл. 6.

Таблица 6

Начальные и граничные условия третьей серии расчетов

Наименование параметра	Численное значение
Давление во входном сечении ($p_{вх}$)	21,8 МПа
Температура во входном сечении ($T_{охл}$)	248,3 К
Температура окружающей среды со стороны наружной стенки коллектора ($T_{окр1}$)	293 К
Температура окружающей среды со стороны внутренней стенки коллектора ($T_{окр2}$)	Распределение в соответствии с рис. 4
Суммарный массовый расход охладителя ($m_{охл}$)	9,7 кг/с

На рис. 13 приведены распределения давления, температуры и скорости потока охладителя в расчетной области № 4.

По результатам расчетов на грубой сетке можно сделать следующие выводы. Расчетное значение потерь давления (0,92 МПа) в выходном сечении тракта охлаждения удовлетворительно согласуется с результатами экспериментальных исследований, в соответствии с которыми данная величина равна 0,74 МПа. Общий вид температурного поля в продольном и выходном сечениях секции № 4 в целом подобен рассмотренным распределениям (см. рис. 10, 11), где прослеживается влияние одностороннего подогрева охладителя. В данном случае можно сделать аналогичный вывод о том, что в непосредственной близости от огневой стенки охладитель прогревается до максимальной температуры, равной 415 К. Однако по мере приближения к выходному сечению поток разбавляется и среднее значение температуры охладителя здесь принимается равным 397 К, что соответствует значению подогрева 148,7 К и удовлетворительно согласуется с результатами огневых

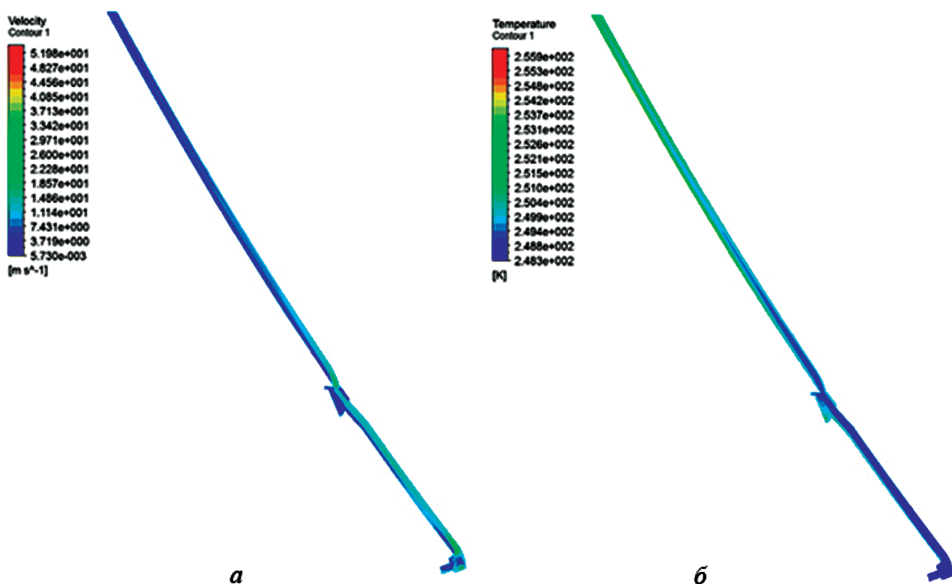


Рис. 13. Поля скорости (а) и температуры (б) охладителя в продольном сечении расчетного участка № 4

испытаний (экспериментальная температура охладителя на выходе из межрубашечного пространства равна 383 К).

Схожий характер полей скорости и температуры охладителя в области стыков № 1 и № 2 (рис. 14) является следствием их практически полного геометрического подобия. Основные выводы, сделанные применительно к стыку развальцованной оболочки камеры со сверхзвуковой частью сопла, будут справедливы и в данном случае.

Единственной особенностью течения, представленного на рис. 14, является более явный градиент температуры охладителя, вызванный различными теплофизическими свойствами бронзы и коррозионно-стойкой стали.

Резюмируя результаты выполненных работ, можно сделать следующие выводы.

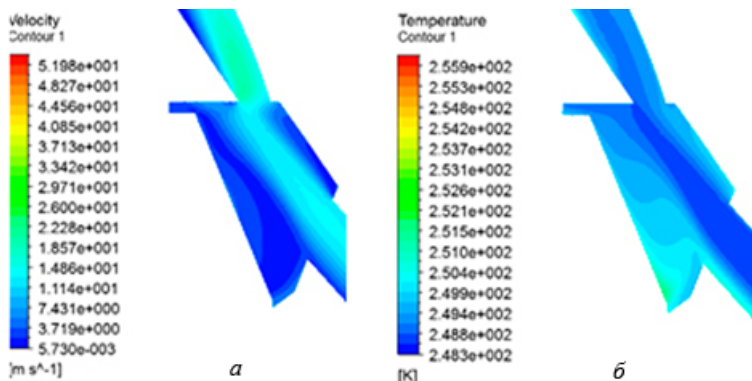


Рис. 14. Поля скорости (а) и температуры (б) охладителя в области стыка № 2

Анализ полей скорости и давления в коллекторах подвода свидетельствует о наличии локальных зон обратных токов в местах входа охладителя в рабочие объемы коллекторов. Однако ввиду наличия системы отверстий, связывающих коллекторы с трактом охлаждения, где происходит выравнивание профиля скорости, структура течения в рабочем объеме подводящих коллекторов не оказывает существенного влияния на процессы в тракте охлаждения.

Результаты комплекса численных расчетов по определению газодинамической структуры потока в тракте охлаждения свидетельствуют об отсутствии масштабных застойных зон, оказывающих критическое влияние на процесс теплообмена. В то же время поля скорости и температуры в продольных и поперечных сечениях секций тракта охлаждения камеры ЖРД носят существенно неравномерный характер с максимальными градиентами у огневой стенки камеры двигателя. По мере приближения к выходному сечению поток разбавляется.

Течение охладителя в области стыков № 1 и 2 в непосредственной близости от огневой стенки сопровождается уменьшением скорости потока, у наружной стенки уменьшение скорости более существенно. Неравномерность скорости по сечению, а также ее падение при затекании охладителя в области стыков № 1 и № 2 является следствием расширяющейся геометрии канала, а также влияния одностороннего подогрева жидкости. Особенностью течения в области стыка № 2 является более явный градиент температуры охладителя, вызванный различными теплофизическими свойствами бронзы и коррозионно-стойкой стали.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Лапицкий В.И.* Математическое моделирование и экспериментальное исследование характеристик камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги на метане и кислороде: Автореф. дис. . . канд. техн. наук: 05.07.05. Москва, 2006. 20 с.
2. *Экспериментальное* исследование рабочего процесса в камере ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива метан+кислород / Ю.В. Антонов, В.А. Буркальцев, В.И. Лапицкий и др. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. “Машиностроение”. 2007. № 2. С. 35–43.
3. *Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А.* Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. Т. 2 / под ред. В.М. Кудрявцева. М.: Высш. шк., 1993.
4. *Добровольский М.В.* Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования / под ред. Д.А. Ягодникова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 488 с.
5. *Стриженко П.П.* Особенности расчета теплового состояния камеры ЖРД с беззавесным охлаждением жидким кислородом // Молодежь, техника, космос: Труды II Общеросс. молодеж. науч.-техн. конф. / Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2010. С. 140–142.
6. *Смоленцев А.А., Стриженко П.П.* Анализ огневых испытаний экспериментальных камер сгорания ЖРД для РБ типа ДМ с кислородным охлаждением // Вестник СГАУ им. С.П. Королёва. 2011. № 3. Ч. 3.

7. Аверин И.Н., Егоров А.М., Тупицын Н.Н. Особенности построения, экспериментальной отработки и эксплуатации двигательной установки разгонного блока ДМ-SL комплекса “Морской старт” и пути ее дальнейшего совершенствования // Космическая техника и технологии. 2014. № 2. С. 62–73.
8. Термодинамические свойства кислорода: ГСССД. Сер. Монографии / В.В. Сычев, А.А. Вассерман, А.Д. Козлов и др. М.: Изд-во стандартов, 1981, 304 с.
9. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука, 1972. 720 с.
10. Ворожеева О.А., Ягодников Д.А. Математическая модель и расчетные исследования теплового состояния стенки камеры сгорания РДМТ на газообразном топливе кислород–метан в импульсном режиме работы // Изв. вузов. Машиностроение. 2013. № 7. С. 11–20.
11. Ягодников Д.А., Ворожеева О.А. Расчет и обоснование выбора материалов конструкции РДМТ на газообразных компонентах топлива кислород–природный газ // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXVIII Академических чтений по космонавтике. 2014. С. 65–66.

REFERENCES

- [1] Lapitskiy V.I. Matematicheskoe modelirovanie i eksperimental'noe issledovanie kharakteristik kamery sgoraniya zhidkostnogo raketnogo dvigatelya maloy tyagi na metane i kislorode. Avtoreferat diss. kand. tekhn. nauk [Mathematical simulation and experimental investigation of the characteristics for the combustion chamber of low-thrust liquid-propellant engine on methane and oxygen. Cand. tehn. sci. diss. abstr.]. Moscow, 2006. 20 p.
- [2] Antonov Yu.V., Burkal'tsev V.A., Lapitskiy V.I., Novikov V.I., Novikov A.V., Yagodnikov D.A. Experimental investigation of the working processes in the of the thruster chamber using the gaseous fuel components methane + oxygen. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2007, no. 2, pp. 35–43 (in Russ.).
- [3] Vasil'ev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., eds. Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigatelye. T.2 [Fundamentals of theory and calculation of liquid-propellant rocket engines. Vol. 2]. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1993. 369 p. (Eng. Ed.: Vasilyev A.P. Fundamentals of theory and calculation of liquid-propellant rocket engines. Wright-Patterson Air Force Base, Foreign Technology Division, 1969. 871 p.).
- [4] Dobrovol'skiy M.V., Yagodnikov D. A., eds. Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya [Liquid-propellant engine. Fundamentals of design]. Moscow, MGTU im. N.E. Baumana Publ., 2005. 488 p.
- [5] Strizhenko P.P. Features calculation thermal state LRE chamber with liquid-oxygen cooling without the veil. *Tr. II Obshcheross. molodezh. nauch.-tekhn. konf. "Molodezh', tekhnika, kosmos"* [Proc. II All-Russ. Youth Sci. Tech. Conf. “Young people, equipment, space”]. BSTU “VOENMEH” n.a. D.F. Ustinov, SPb, 2010, pp. 140–142 (in Russ.).
- [6] Smolentsev A.A., Strizhenko P.P. Analysis of firing tests of experimental LRE combustion chambers for block DM with oxygen cooling. *Vestn. Samar. Gos. Univ., Estestvennonauchn. Ser.* [Bull. of Samara State Aerospace Univ. (National Research University), Nat. Sci. Ser.], 2011, no. 3, part 3 (in Russ.).
- [7] Averin I.N., Egorov A.M., Tupitsyn N.N. Special features of architecture, developmental testing and operation of the propulsion system for the upper stage block DM-SL used in the Sea Launch complex and avenues to its further improvement. *Kosm. Tekh. i tekhnol.* [Space Engine. & Tech.], 2014, no. 2, pp. 62–73 (in Russ.).

- [8] Sychev V.V., Vasserman A.A., Kozlov A.D., Spiridonov G.A., Tsymarnyy V.A. Termodinamicheskie svoystva kisloroda: GSSSD [Thermodynamic properties of oxygen]. Moscow, Izd. Standartov Publ., 1981, 304 p. (Eng. ed.: Sychev V.V., Vasserman A.A., Kozlov A.D., Spiridonov G.A., Tsymarnyi V.A. Thermodynamic properties of oxygen: SSSRD. National Standard Reference Data Service of the USSR. Washington, DC, Hemisphere Publishing Corp. Vol. 5, 1987. 322 p.).
- [9] Vargaftik N.B. Spravochnik po teplofizicheskim svoystvam gazov i zhidkostey [Handbook of thermal physical properties of gases and liquids]. Moscow, Nauka Publ., 1972. 720 p. (Eng. ed.: Vargaftik N.B. Handbook of Physical Properties of Liquids and Gases: Pure Substances and Mixtures. Hemisphere Publishing Corporation, 1983. 758 p.).
- [10] Vorozheeva O.A., Yagodnikov D.A. Mathematical model and computational research of thermal state for combustion chamber wall of gaseous-propellant oxygen-methane low-thrust rocket engine in a pulse regime. *Izv. Vyssh. Uchebn. Zaved., Mashinost.* [Proc. Univ., Mech. Eng.], 2013, no. 7, pp. 11–20 (in Russ.).
- [11] Yagodnikov D.A., Vorozheeva O.A. Calculation and rationale for choosing of construction materials for low-thrust rocket engine on gaseous-propellant oxygen-natural gas. *Tr. XXXVIII Akad. chteniy po kosmonavtike* [Proc. XXXVIII Acad. Conf. on Cosmonautics], 2014, pp. 65–66 (in Russ.).

Статья поступила в редакцию 17.06.2014

Ягодников Дмитрий Алексеевич — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой “Ракетные двигатели” МГТУ им. Н.Э.Баумана. Автор более 100 научных работ в области экспериментально-теоретического исследования рабочих процессов в ракетных двигателях.

МГТУ им. Н.Э.Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, ул. 2-я Бауманская, д. 5.

Yagodnikov D.A. — Dr. Sci. (Eng.), professor, head of “Rocket Engines” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 100 publications in the field of experimental and theoretical investigations of working processes in rocket and jet engines.

Bauman Moscow State Technical University, 2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Антонов Юрий Владимирович — ассистент кафедры “Ракетные двигатели” МГТУ им. Н.Э.Баумана. Автор более 15 научных работ в области численного исследования рабочих процессов, протекающих в камерах сгорания ракетных двигателей.

МГТУ им. Н.Э.Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, ул. 2-я Бауманская, д. 5.

Antonov Yu.V. — assistant lecturer of “Rocket Engines” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 15 publications in the field of numerical study of the working processes occurring in the combustion chambers of rocket engines.

Bauman Moscow State Technical University, 2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Новиков Артур Витальевич — канд. техн. наук, доцент кафедры “Ракетные двигатели” МГТУ им. Н.Э.Баумана. Автор более 20 научных работ в области проектирования ракетных двигателей.

МГТУ им. Н.Э.Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, ул. 2-я Бауманская, д. 5.

Novikov A.V. — Cand. Sci. (Eng.), assoc. professor of “Rocket Engines” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 20 publications in the field of rocket engines designing.

Bauman Moscow State Technical University, 2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Стриженко Павел Петрович — начальник сектора проектирования и отработки кислородных ЖРД ОАО “Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва”. Автор пяти научных работ в области математического моделирования рабочих процессов ЖРД для РБ, испытания агрегатов ЖРД.

ОАО “РКК “Энергия” им. С.П. Королёва”, Российская Федерация, 141070, г. Королёв, Московская обл., ул. Ленина, д. 4а.

Strizhenko P.P. — head of sector “Design and Testing of Oxygen Liquid-Propellant Engine” of ОАО “S.P. Korolev Rocket and Space Corporation “Energiya”. Author of five publications in the field of mathematical simulation of the working processes for liquid-propellant engine of block DM, testings of liquid-propellant engine.

ОАО “S.P. Korolev Rocket and Space Corporation “Energiya”, ul. Lenina 4a, Korolev, Moscow region, 141070 Russian Federation.

Быков Николай Иванович — инженер-конструктор ОАО “Ракетно-космическая корпорация “Энергия” им. С.П. Королёва”, автор четырех научных работ в области определения характеристик сопла ракетного двигателя с помощью пакета вычислительной гидрогазодинамики (CFD) ANSYS/CFX и исследования рабочего процесса в энергетических установках на порошкообразном алюминии.

ОАО “РКК “Энергия” им. С.П. Королёва”, Российская Федерация, 141070, г. Королёв, Московская обл., ул. Ленина, д. 4А.

Bykov N.I. — design engineer of ОАО “S.P. Korolev Rocket and Space Corporation “Energiya”. Author of four publications in the field of characterization of rocket engine nozzle using computational fluid dynamics package (CFD) ANSYS/CFX and working process occurring in the pulverized aluminum power plants.

ОАО “S.P. Korolev Rocket and Space Corporation “Energiya”, ul. Lenina 4a, Korolev, Moscow region, 141070 Russian Federation.