

Натекание высокотемпературной сверхзвуковой струи на преграду вблизи среза сопла

© И.И. Юрченко, А.Г. Клименко, А.С. Кудинов, Д.В. Исаков

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», Москва, 125438, Россия

Проведены исследования высокотемпературной сверхзвуковой перерасширенной струи модельного двигателя малой тяги на компонентах газообразный кислород–керосин, истекающей в затопленное пространство с атмосферным давлением. Параметры струи варьировали посредством изменения соотношения компонентов K_m . Показатель изоэнтропии струи на срезе сопла находился в диапазоне от 1,2 до 1,3 при значениях температуры торможения потока 1528...2764 К. В первую бочку струи помещали под углом 45° пластину, захватывающую периферийную часть струи, на пластине устанавливали датчики теплового потока и давления. Визуализация струи и зоны взаимодействия с пластиной была затруднена вследствие наличия излучающих частиц сажи, которые образовывались при горении. Следы прожигания и направление сноса расплавленного материала на поверхности пластин при натекании высокотемпературной струи были использованы для построения картины течения. Идентичность следов повреждения измерительных пластин указывает на стабильность положения всячих скачков уплотнения первой бочки при изменениях соотношения компонентов струи $K_m = 0,99...1,58$. Предложен удовлетворительно согласующийся с результатами проведенных измерений метод расчета тепловых потоков в центральной части струи на реальных компонентах с использованием термодинамических параметров, рассчитанных для равновесной реагирующей смеси. Выявлены значительные тепловые потоки в периферийной области струи, являющиеся следствием не только поворота сформированного на границе струи слоя смешения, но и частичной эжекции горячего газа из центральной части струи. Результаты измерений в периферийной части струи являются материалом для дальнейших обобщений. Исследования будут продолжены применительно к соплам большего диаметра.

Ключевые слова: сверхзвуковая струя, давление, тепловой поток, слой смешения, натекание на пластину, степень нерасчетности

Введение. Исследования воздействия сверхзвуковой высокотемпературной струи, образованной реагирующими компонентами на преграду вблизи среза сопла, имеют практический интерес в следующих позициях:

- силовое воздействие на конструктивные элементы в ближнем поле струи;
- тепловые потоки к конструктивным элементам;
- концентрация сажевых частиц в струе.

В отличие от экспериментов на струях воздуха, азота, углекислого газа или других не реагирующих веществ [1–14] в экспериментах на реальных компонентах топливах точное определение термодинамических параметров струи затруднено. В основном работы различ-

ных авторов посвящены определению силового и акустического воздействия струй. Работы [6, 7] содержат хорошо апробированные методики расчета теплосилового воздействия на пластину недорасширенных струй идеального газа. Данные о тепловых потоках от струй на реагирующих компонентах крайне редки.

В настоящей работе исследовалась возможность идентифицировать измеренные тепловые потоки, создаваемые продуктами сгорания, к конструктивным элементам с помощью измеренных или рассчитанных каким-либо способом параметров струи совершенного газа. Цель работы — накопление и обобщение данных о свойствах струй на реагирующих компонентах двигателей малой тяги и выявление их связи с теплосиловым и загрязняющим воздействием на элементы конструкции, попадающие в их поле.

Условия эксперимента. В эксперименте исследовали истечение перерасширенной струи на компонентах кислород–керосин в затопленное пространство с атмосферным давлением, степень нерасчетности составляла чуть меньше единицы: $n = 0,75 \dots 0,90$. Использовалось сопло двигателя, имеющее диаметр выходного сечения $d_a = 8$ мм и диаметр критического сечения $d^* = 5,2$ мм. Варьирование соотношения компонентов в интервале $K_m = 0,99 \dots 1,58$ позволило получить расчетные температуры в камере $T_0 = 1528 \dots 2764$ К.

Давление в камере P_0 составляло $(9 \dots 10) \cdot 10^5$ Па и обеспечивало за срезом сопла формирование бочки диаметром, близким к d_a . В пределах первой бочки под углом 45° к оси струи в ее периферийной зоне размещали металлическую пластину. При этом рабочая часть металлической пластины, оснащенная датчиками давления и температуры, захватывала область внутри первой бочки и заканчивалась под срезом сопла (рис. 1).

Предполагалось, что в периферийной зоне струи, где скоростные напоры невелики, степень вымывания осевшей сажи собственно струей наименьшая и меньше уровень тепловых потоков. На пластине имелись три измерительные точки, координаты которых были одинаковы как для трубок — приемников датчиков давления, так и для термомпар. Все измерительные точки расположены в плоскости симметрии струи: одна в центре пластины, две на расстоянии 5 мм справа и слева вдоль оси струи.

Распределение давления и тепловых потоках на поверхности пластины ожидалось крайне неравномерным вследствие сложной картины течения, возникающей при взаимодействии скачков уплотнения, которые образуют бочку, с установленной под углом к потоку пластиной. Измерительная точка ТЗ в соответствии с предварительными расчетами размещена в ядре струи, точки Т1 и Т2 — на периферии

струи. Координаты точек $T2$ и $T3$ выбраны так, чтобы область пиковых тепловых нагрузок располагалась между ними и не вывела из строя термопары. Длительность пусков составляла 2 с для $K_m = 0,99$; 1,22; 1,58; 1,5 с для $K_m = 1,35$ и 0,5 с для $K_m = 1,52$.

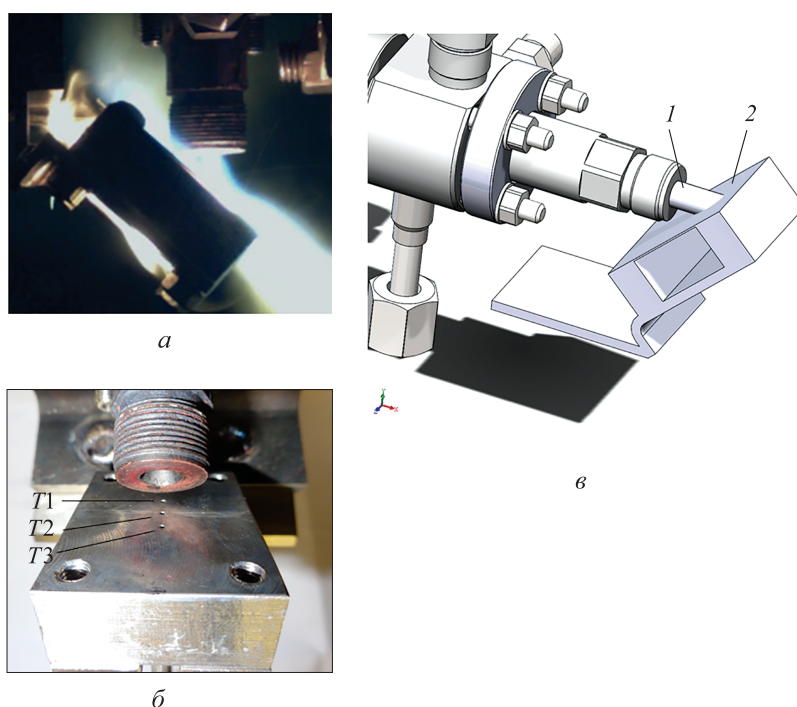


Рис. 1. Установка с пластиной:

$a, б$ — фото струи и пластины соответственно; $в$ — схема; 1 — условное изображение струи — цилиндра диаметром d_a ; 2 — измерительная поверхность

Анализ картины течения. На рис. 1, a приведена фотография, на которой видно, что свечение частиц сажи не позволяет увидеть струю. Изучение после пусков поверхности пластин, которые имели следы уноса материала и даже прожиги, позволило получить представление о картине течения, положении зоны растекания и направлениях векторов скорости в области наибольшего воздействия струи. На рис. 2 приведены фотографии пластины после пусков, характеризующихся различным соотношением K_m : 0,99; 1,22; 1,35 и 1,52 (пластина в пуске при $K_m = 1,52$ имеет сильные повреждения) с указанием измерительных точек $T1, T2, T3$ и следа от условной цилиндрической струи (см. рис. 1, $в$). Видно, что область наибольшего воздействия струи — зона растекания — лежит между двумя измерительными точками $T2$ и $T3$, а линия растекания для всех пусков совпадает

с эллиптическим следом условной цилиндрической струи. С учетом вышеприведенной информации была построена картина течения, представленная на рис. 3.

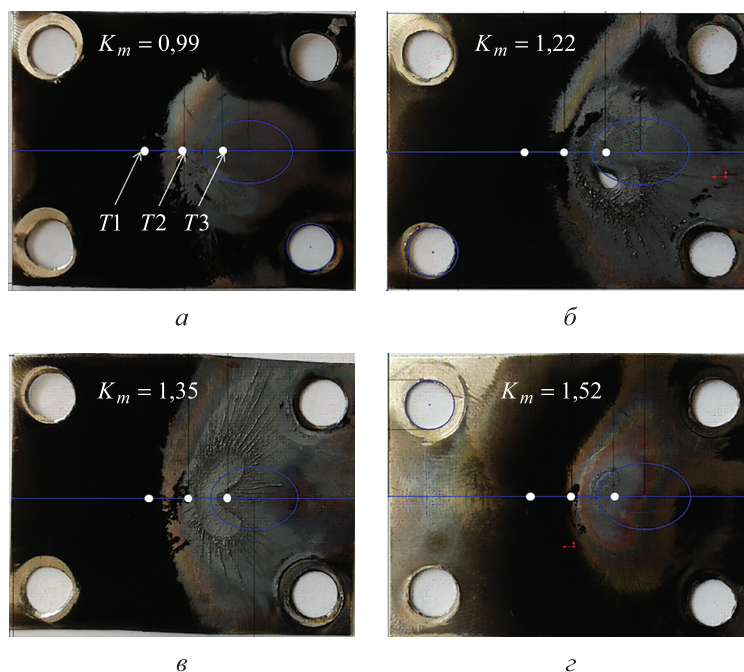


Рис. 2. Пластины после пусков при $K_m = 0,99; 1,22; 1,35$ и $1,52$ (а–г)

При истечении перерасширенной струи из сопла в затопленное пространство ее ядро ограничивается конфигурацией из пересекающихся центрального скачка уплотнения 1 и висячих скачков уплотнения 2 [1, 2]. Между скачком уплотнения 2 и слоем смешения VI, сформированным вследствие взаимодействия струи с покоящимся воздухом, имеется сжатый слой II. При реализовавшихся степенях нерасчетности $n = 0,75 \dots 0,90$ схема взаимодействия скачков 2 с появлением центрального скачка 1 , согласно [3], обусловлена большим углом полураствора сопла, составляющим 15° . Наличие центрального скачка 1 , приводящего к значительному торможению потока в зоне III и взаимодействующего с падающим скачком 2 , вызывает появление отраженного скачка 3 . Точка пересечения скачков 1 и 2 (тройная точка) является начальной точкой для скачка 3 . Из нее выходит линия тока 4 , являющаяся линией контактного разрыва между областями III и V для идеального газа и обрастающая слоем смешения IV в реальном газе. Из области III, согласно [2], возможен отток высокоэнергетичного газа, прошедшего скачок уплотнения 1 , через слой смешения IV в периферийную часть струи. Это связано с тем,

что существует высоконапорная струя, прошедшая скачок уплотнения 3, которая на поверхности контактного разрыва 4 эжектирует газ из зоны III.

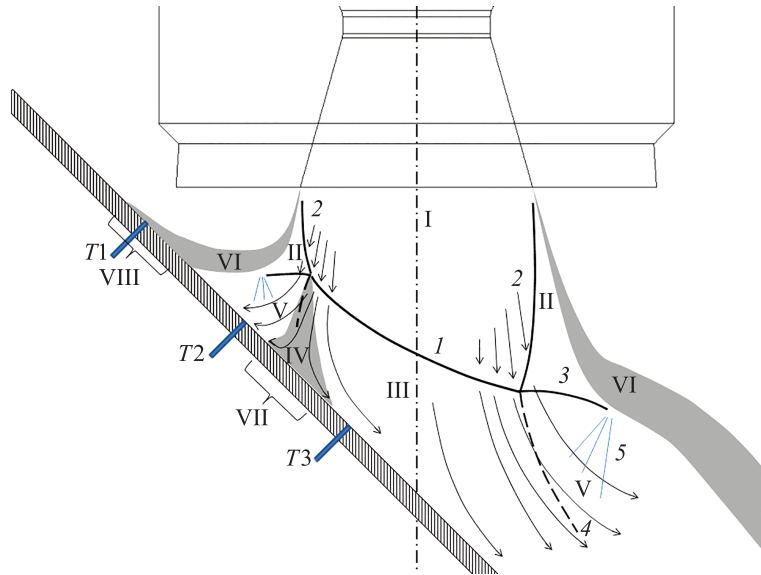


Рис. 3. Картина течения при натекании перерасширенной струи на пластину:

1, 2, 3 — центральный, висячий, отраженный скачки уплотнения соответственно; 4 — поверхность контактного разрыва; 5 — волны разрежения; I — ядро струи; II — сжатый слой; III — зона за центральным скачком уплотнения 1; IV, VI — слои смешения; V — зона за отраженным скачком уплотнения 3; VII — зона натекания слоя смешения IV с пиковыми тепловыми потоками; VIII — зона натекания слоя смешения VI с повышенными тепловыми потоками

При введении препятствия в область струи вблизи расположения скачка 1 (диска Маха) [1, 3] его положение и размер изменяются. В нашем эксперименте пластина, установленная под углом 45°, приводит к искривлению не только диска Маха, но и отраженного скачка уплотнения 3 и контактной поверхности 4, выходящей из тройной точки пересечения скачков. При взаимодействии скачка уплотнения 3 с внутренней границей слоя смешения VI возникают волны разрежения 5, обеспечивающие ускорение потока и отток массы на периферию пластины из зоны III через слой смешения IV (слой смешения вдоль поверхности контактного разрыва 4). Высокие значения давлений и тепловых потоков реализуются в зоне III [1]. Максимальные значения давлений и тепловых потоков на пластине ожидаются в узкой зоне пиковых тепловых нагрузок VII натекания слоя смешения IV на пластину. От линии максимума давления, расположенного в этой зоне, происходят разделение потока и его растекание в разные стороны, на что указывают фотографии пластин (см. рис. 2). Форма линии растекания в зоне VII на измерительных пластинах, характери-

зующаяся пиковыми тепловыми потоками, которые вызвали срыв и даже прогар пластин, близка к эллиптическому следу цилиндра диаметром d_a (см. рис. 1, в). Это свидетельствует о том, что форма ограничивающих скачков уплотнения 2 (см. рис. 3) близка к цилиндрической с диаметром d_a .

Второй, менее значительный пик давления и теплообмена должен существовать в зоне VIII натекания еще одного слоя смешения, образованного взаимодействием границы струи с покоящимся воздухом. В зоне VIII тепловые потоки должны быть меньше, чем в зоне VII, и возможно большее сохранение сажевого покрытия. По идентичности фотографий на рис. 2 можно предположить, что картина течения в пусках при $K_m = 1,04 \dots 1,59$ примерно одинакова, т. е. слабо зависит от показателя изоэнтропы и значения числа Маха на срезе сопла.

Фотографии измерительных пластин и распределение давлений и линии тока на пластинах, полученные расчетным путем, были совмещены. Для подтверждения правильности выбора термодинамических параметров струи совершенного газа, используемых в расчетном программном комплексе SolidWorks Flow Simulation, расчеты проводили в рамках решения уравнений Навье — Стокса в нестационарной постановке [4]. Граничные условия задавали в виде давления торможения и температуры торможения в камере на ее внутренних стенках. Окружающие давление и температура соответствовали нормальным атмосферным условиям на поверхности Земли. Расчеты параметров струи в пространстве и на поверхности измерительной пластины были выполнены при $K_m = 0,99 \dots 1,58$.

Сложность идентификации результатов расчетов для струй двигателей малой тяги, имеющих сопло и камеру сгорания небольших габаритов, заключается в неопределенности постановки задачи расчета термодинамических параметров. В качестве первого приближения применен расчет горения смеси кислород–керосин в камере в равновесной постановке. В качестве исходных данных задавали следующие параметры, измеренные в эксперименте:

- соотношение компонентов K_m ;
- давление в камере P_0 ;
- геометрическая степень расширения сопла $(d_a/d^*)^2$;
- суммарный расход компонентов G ;
- расходный комплекс $\beta = P_0 \pi d^{*2} / (4G)$.

Оказалось, что при $K_m = 0,99$ и $1,22$ различия в расчетных и измеренных значениях расхода и расходного комплекса составляют не более 2 %, при $K_m = 1,35$ и $1,58$ различия достигают 8 %, а наибольшее отличие в 13 % реализовалось при $K_m = 1,52$.

Данный факт можно трактовать как согласование расчетных и реальных параметров струи. Поэтому для анализа результатов измерений на реальной струе использовали расчетную струю совершенного

газа с температурой торможения T_0 , полной энтальпией I_0 , показателем изоэнтропы γ_a и молекулярной массой на срезе сопла в равновесной постановке. Расчетные значения температуры торможения находились в интервале 1528...2764 К, значения показателя изоэнтропы $\gamma_a = 1,23 \dots 1,30$, значения числа Маха на срезе сопла $M_a = 2,24 \dots 2,34$.

На рис. 4 приведены поле расчетных давлений и линии тока на измерительной пластине для сравнения с фотографией рабочей поверхности пластины.

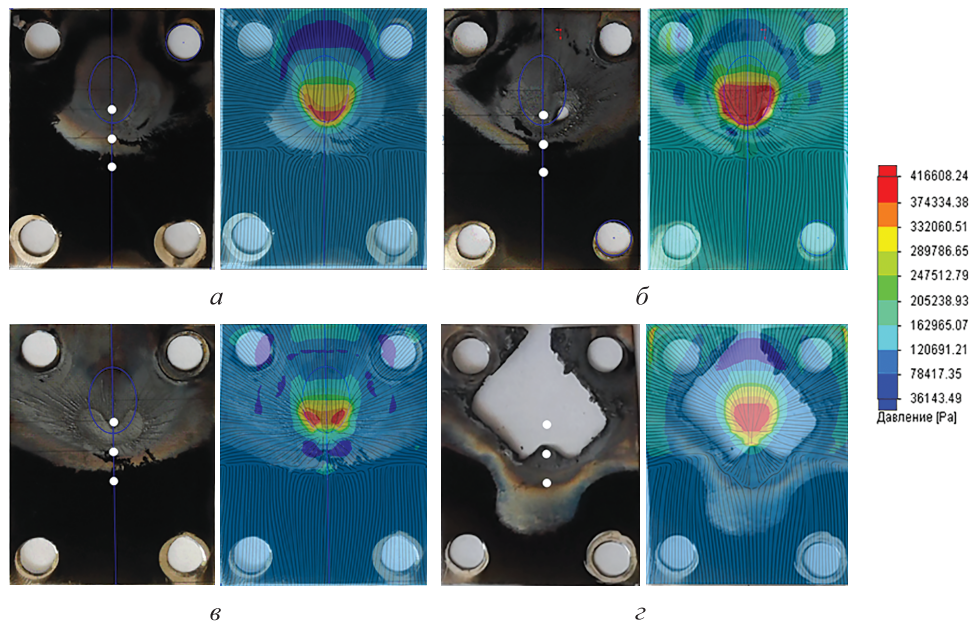


Рис. 4. Результаты расчета и экспериментов:

а — $K_m = 0,99$; *б* — 1,22; *в* — 1,35; *г* — 1,58; *слева* — фото пластины; *справа* — совмещение фото пластины и расчетного поля давлений и линий тока на пластине; белыми кружками показано положение измерительных точек

При совмещении расчетных линий давления с фотографией пластины после проведения пусков видно неплохое совпадение границ сажи и областей максимальных скоростных напоров в струе, приводящих к вымыванию сажи и, частично, материала пластины. Область наибольшего воздействия струи — зона растекания — лежит между двумя измерительными точками $T2$ и $T3$. Зона максимального теплосилового воздействия для всех пусков (см. на рис. 4) имеет форму сегмента эллипса, который является проекцией условной цилиндрической струи (см. рис. 1, *в*).

На верхнем крае пластины имеется область пониженного давления, обусловленная разгоном потока в веере волн разрежения при взаимодействии отраженного скачка уплотнения с нижней поверхностью границы струи. Также можно наблюдать расчетную зону расте-

кания VII (см. рис. 3) с наиболее высокими тепловыми потоками, которая удовлетворительно совпадает с образовавшимся отверстием прогара пластины (см. рис. 4, б) и имеет ширину около $d_a/4$. Треки в материале пластины (см. рис. 4, б и з) хорошо совпадают с расчетными линиями тока. Расчетная линия растекания, образованная натеканием слоя смещения струи VI (см. рис. 3), создающим местный небольшой скачок давления в зоне VIII, хорошо согласуется с границей сажевого покрова на фотографиях.

Видно, что форма области прогара пластины в наиболее теплонапряженном пуске при $K_m = 1,58$ (см. рис. 4, з) коррелирует с границей расчетных повышенных значений давления и направлением линий тока.

Необходимо отметить следующие особенности взаимодействия струи с пластиной, выявленные в результате анализа состояния измерительных пластин и расчетных данных:

- расчетные линии тока удовлетворительно согласуются с треками в саже, следами прожига и направлением сноса расплавленного материала на поверхности пластин;
- подковообразная форма расчетных областей высокого давления согласуется с формой области выгорания;
- положение расчетной области торможения и растекания между измерительными точками $T2$ и $T3$, которая на рис. 3 указана как область VII, согласуется с фото на пластинах;
- срединная линия области торможения и растекания VII совпадает для всех пусков с эллиптическим следом условной цилиндрической струи, показанной на рис. 1, в;
- расчетная линия растекания в периферийной зоне вблизи измерительной точки $T1$ является следствием натекания слоя смещения струи VI на пластину — на рис. 3 это область VIII;
- граница отложения сажи на пластинах совпадает с расчетной линией растекания в периферийной зоне струи;
- на верхнем крае пластины располагается зона пониженного давления, обусловленная разгоном потока в веере волн разрежения 5 (см. рис. 3) при взаимодействии отраженного скачка уплотнения с нижней поверхностью границы струи, где также замечены отложения сажи.

Определение тепловых потоков. В силу стабильности картины течения в исследуемом диапазоне соотношений K_m оказалось, что от K_m практически не зависят относительное давление $P/\rho_a u_a^2$ и число Стантона в измерительных точках.

Число Стантона вычисляли по формуле

$$St = \frac{\alpha(T_0 - T_w)}{\rho_a u_a (I_0 - I_w)} = \frac{\alpha}{\rho_a u_a c_{p0}}, \quad (1)$$

где α — измеренное значение коэффициента теплообмена на поверхности пластины над термопарой; T_w — температура на поверхности пластины; ρ_a — плотность на срезе сопла; u_a — скорость на срезе сопла; c_{p0} — теплоемкость газа в камере.

Для определения значений числа St было необходимо получить экспериментальные коэффициенты теплообмена α , т. е. расшифровать показания термопар. Расшифровка показаний термопар заключалась в решении за несколько итераций задачи прогрева пластины при изменении на каждой итерации коэффициентов теплообмена. Решение проводили с использованием приложения Simulation программного комплекса SolidWorks. Модель расчетной области соответствовала фрагменту пластины с приваренными электродами термопар (рис. 5). Граничные условия «конвекция» задавали со стороны воздействия струи в виде трех значений коэффициента теплообмена α в полосе шириной $\pm 2,5$ мм, отсчитывая от каждого электрода по линии приварки термопар. Излучение задавали на внешней поверхности пластины, покрытой сажей, со степенью черноты, равной единице, на тыльной поверхности степень черноты принимали равной 0,2. При решении задачи теплопроводности предполагали, что температура потока равна температуре торможения в силу сложности картины течения. Это упрощение не отразилось на полученных значениях числа St . Контрольными точками, соответствующими показаниям термопар, являлись точки вдоль линии сопряжения оплава электрода с поверхностью измерительной пластины толщиной 0,5 мм, выполненной из коррозионно-стойкой стали.

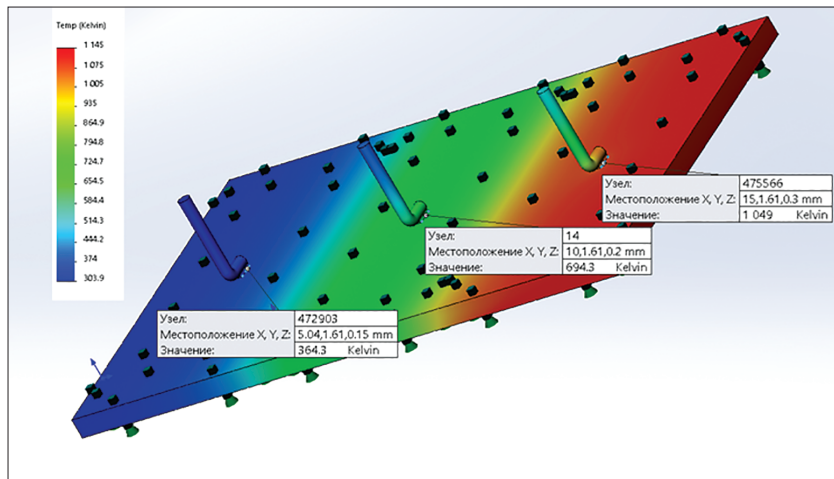


Рис. 5. Модель расчетной области для определения коэффициентов теплообмена α

Коэффициент теплообмена α задавали переменным по времени в соответствии с выходом на режим давления в камере. На рис. 6 приведены показания трех термопар при $K_m = 0,99$ и результаты рас-

чета с применением приложения Simulation программного комплекса SolidWorks. Таким способом для всех пусков были получены значения коэффициента теплообмена в измерительных точках $T1$, $T2$, $T3$.

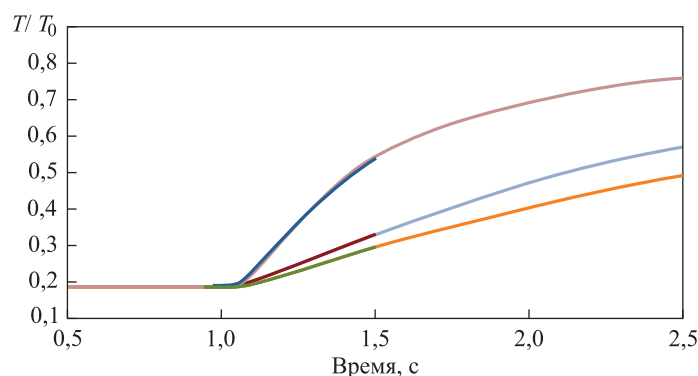


Рис. 6. Измеренные и расчетные значения температуры на пластине при $K_m = 0,99$:

— $T1$; — $T2$; — $T3$; — $T1$ (расчет); — $T2$ (расчет); — $T3$ (расчет)

Измерительная точка $T3$, согласно картине течения (см. рис. 3), находится в ядре струи на границе зоны пиковых тепловых нагрузок, в ней реализовались наибольшие тепловые потоки. Точка $T2$ также прилегает к зоне пиковых тепловых нагрузок со стороны периферийной области струи, и нагрузки в этой точке более чем вдвое меньше. В точке $T1$ реализуются потоки, меньшие или равные потокам в точке $T2$. Такое соотношение объясняется тем, что точка $T1$ находится в области второго максимума теплообмена в зоне натекания слоя смешения струи VIII, образованного взаимодействием границы струи с покоящимся воздухом.

Оказалось, что тепловой поток слабо зависит от соотношения компонентов. Более удачной оказалась попытка корреляции полученных в соответствии с формулой (1) чисел St по параметру, который аналогичен приведенному в [2]: $K_0 = 2nM_a\gamma_a/(\gamma_a + 1)$. Квадратному корню из этого комплекса пропорционально расстояние от среза сопла до диска Маха в невозмущенной струе $L_{ск}$. Однако расстояния $L_{ск}$ в работах [1–3, 5] для диапазона параметров, рассматриваемого в настоящем исследовании, существенно различаются. По данным [2], длина $L_{ск}$ должна составлять $d_a/2$. Результаты расчетов с помощью приложения Flow Simulation программного комплекса SolidWorks параметров невозмущенной струи оказались близкими к данным работы [5]: $L_{ск} = 1,5d_a$ при $K_m = 0,99$. В связи с этим было принято, что безразмерное расстояние от среза сопла до диска Маха в наших экспериментах близко к $(K_0)^{0,5}$.

На рис. 7 приведены полученные экспериментально значения числа St в измерительных точках $T1$, $T2$, $T3$. По оси абсцисс на рисунке отложена функция $K_0^{0,5}$.

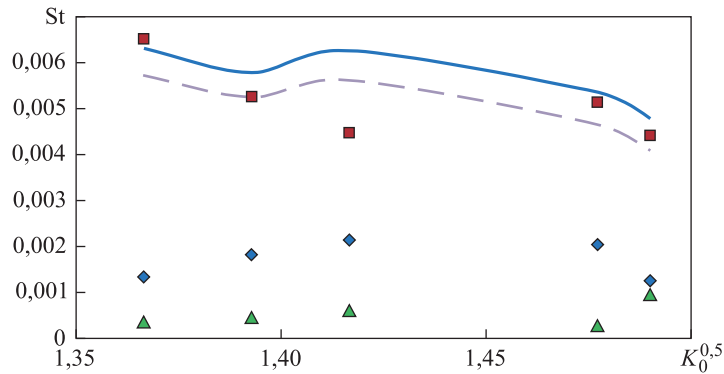


Рис. 7. Зависимость измеренных и расчетных значений числа St от $L_{ск}/d_a$:
 ▲ StT1; ◆ StT2; ■ StT3; — — St3 (расчет [6, 7]);
 — StT3 (расчет)

Видна общая тенденция к уменьшению числа St в точке $T3$ в ядре струи с увеличением соотношения $L_{ск}/d_a$. Отклонения от этой тенденции являются следствием различий в измеренных и расчетных параметрах струи. Наиболее низкое значение числа St получено в эксперименте при $K_m = 1,58$, когда произошло сильное разрушение измерительной пластины.

На рис. 7 также приведены результаты расчетов для точки $T3$, находящейся в ядре струи, по методу, описанному в работах [6, 7]. Методика [7] позволяет рассчитать тепловые потоки от струи на пластину, находящуюся под углом к оси струи, в случае режима обтекания пластины от ламинарного до свободно-молекулярного. Оценка параметра разреженности струи по методике [7] показала, что он составляет более 400, при таком значении реализуется течение на границе применимости этой методики.

На рис. 7 в виде «StT3 (расчет)» представлены результаты расчета, основанные на том, что точка $T3$ находится вне зоны пиковых тепловых потоков VII (см. рис. 3) натекания слоя смешения IV на пластину и соответствует обтеканию относительно равномерным потоком зоны III, прошедшим через скачок уплотнения I. Эта методика построена на предположении обтекания потоком с постоянными параметрами, соответствующими срезу сопла, наклоненной под углом 45° пластины. Методика базируется на введении эффективной температуры $T_{эф}$ для учета сжимаемости потока [8]. В качестве характерного размера принят радиус выходного сечения сопла $d_a/2$. Методика

расчета удовлетворительно согласуется с результатами измерений числа St , наибольшее отклонение имеет место при $K_m = 1,58$.

На рис. 8 показаны результаты измерений числа St в зависимости от x — расстояния от среза сопла до текущей точки, отнесенного к расстоянию от среза сопла до диска Маха $L_{ск}$. Наблюдается некоторая корреляция данных эксперимента по соотношению $x/L_{ск}$. Следует напомнить, что между группами точек $T2$ и $T3$ находится зона пиковых тепловых потоков, соответствующая зоне VII (см. рис. 3). Возможно, что большой разброс в значениях числа St для точек $T2$ и отчасти для точек $T3$ объясняется незначительными различиями в картине течения для каждого пуска и небольшим смещением этих точек в зону пиковых тепловых потоков. Показания в точке $T1$ соответствуют растеканию потока после всплеска давления при натекании слоя смешения струи. Положение этого всплеска давления может перемещаться, что и приводит к разбросу значений числа St для точки $T1$.

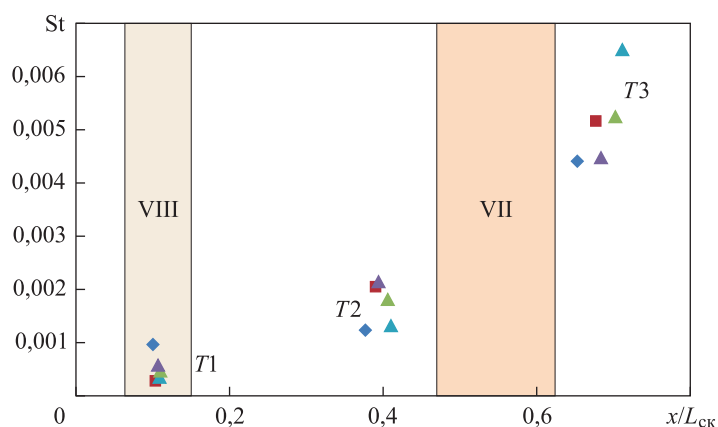


Рис. 8. Зависимость измеренных значений числа St от расстояния $x/L_{ск}$:

◆ $K_m = 0,99$; ■ 1,22; ▲ 1,35; ▲ 1,58; ▲ 1,52;

Результаты. Полученная в эксперименте картина натекания на наклонную пластину перерасширенной струи со степенью нерасчетности $0,75...0,90$ высокотемпературных компонентов газообразный кислород–керосин отличается стабильностью при соотношении компонентов $K_m = 0,99...1,58$.

В работе [1] представлена аналогичная картина натекания струи на пластину в ближнем поле для недорасширенной струи воздуха с несколько большей степенью нерасчетности 1,2 и 2,0 в похожих условиях — при аналогичных расстояниях от среза сопла. Это указывает на возможность идентификации данных, полученных на реальных струях, с данными экспериментов на струях совершенного газа.

В источниках [1, 10–12] рассмотрены случаи, когда критические зоны расположены несколько дальше от оси струи, что связано с удалением от среза сопла и большей степенью нерасчетности по сравнению с условиями, принятыми в настоящем исследовании.

В литературе крайне редки сведения о результатах, полученных на струях с реагирующими компонентами. Как правило, силовое воздействие реальных струй исследуется в экспериментах с воздухом, азотом или углекислым газом [1–14]. В работе [13] при исследовании воздействий от недорасширенных струй управляющих двигателей корабля «Аполлон» в расчетах был выбран средний по соплу показатель политропы, равный 1,3. В настоящей работе для выполнения расчетов силового воздействия на наклонную пластину перерасширенной струи предложено использовать параметры, рассчитанные в постановке равновесного горения в камере и изоэнтропического истечения из сопла. Ошибка такой модели, согласно измерениям значений расходов и давлений в эксперименте, составляет менее 13 %.

В работах [6, 7, 13] приведены результаты исследований теплового воздействия струй совершенного газа. При исследовании воздействий от недорасширенных струй управляющих двигателей корабля «Аполлон» [13] реальная температура торможения 3000 К в экспериментах не достигалась. Проблема моделирования тепловых потоков связана с трудностью обеспечения высоких температур торможения струй. Однако методики и корреляционные комплексы и зависимости, представленные в источниках [6, 7, 13], могут быть применены к исследованию высокотемпературных струй. В настоящей работе, в которой исследования проводились на высокотемпературных перерасширенных струях, плотность потока оказалась на границе применимости методики [7]. Поэтому была предложена методика расчета тепловых потоков в точке ТЗ, обтекаемой ядром струи с постоянными параметрами при учете сжимаемости посредством введения эффективной температуры.

Сравнение полученного распределения тепловых потоков на наклонной пластине при воздействии струй малой нерасчетности с данными других авторов затруднено в связи с малочисленностью работ на эту тему.

Выводы. В результате проведенного эксперимента по воздействию высокотемпературной струи продуктов сгорания кислород–керосин на наклонную пластину, установленную вблизи среза сопла, построена картина течения, которая отличается стабильностью для всех пусков при соотношении компонентов $K_m = 0,99 \dots 1,58$. Картина течения слабо зависит от температуры струи в диапазоне 1528...2764 К.

На наклонной пластине выделены две зоны повышенного теплового воздействия:

1) зона пикового теплосилового воздействия VII (см. рис. 3) слоя смещения IV, которая имеет ширину около $d_a/4$, форма этой зоны повторяет проекцию на пластину цилиндра диаметром d_a ;

2) зона VIII натекания на пластину слоя смещения струи VI, образованного взаимодействием границы струи с покоящимся воздухом.

Показано удовлетворительное совпадение расчетных линий тока и расчетных областей повышенного давления на измерительной пластине с треками в сажевом покрытии и следами выгорания и сноса материала пластины, что подтверждает возможность идентификации струй на реагирующих компонентах струями совершенного газа.

Выявлены значительные тепловые потоки в центральной части струи на границе с зоной пиковых тепловых нагрузок VII. В периферийной области струи получены относительно высокие тепловые потоки, являющиеся следствием поворота не только слоя смещения, но и части горячего потока из зоны III за центральным скачком уплотнения I.

Получено, что тепловой поток слабо зависит от соотношения компонентов. Выявлена зависимость числа St от квадратного корня из комплекса $K_0 = 2nM_a\gamma_a/(\gamma_a + 1)$, пропорционального безразмерному расстоянию от среза сопла до диска Маха в невозмущенной струе $L_{ск}/d_a$.

Показано, что параметры струй с небольшой степенью нерасчетности двигателей малой тяги, необходимые для проведения расчетов воздействия струй на конструкцию, могут быть заимствованы из расчетов равновесного горения в камере и изоэнтропического истечения из сопла.

Предложена методика определения тепловых потоков в ядре перерасширенной струи.

Результаты измерений теплосилового воздействия струи при натекании на наклонную пластину в пиковых зонах являются материалом для дальнейших обобщений.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Lamont P.J., Hunt B.L. The impingement underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates. *J. Fluid Mechanics*, 1980, vol. 100, part 3, pp. 471–511.
- [2] Авдудевский В.С., Ашратов Э.А., Иванов А.В., Пирумов У.Г. *Газодинамика сверхзвуковых неизобарических струй*. Москва, Машиностроение, 1989, 320 с.
- [3] Губанова О.Г., Лунев В.В., Пластинина Л.Н. О центральной срывной зоне при взаимодействии сверхзвуковой недорасширенной струи с преградой. *Механика жидкости и газа*, 1971, № 2, с. 135–138.
- [4] Алямовский А.А., Собачкин А.А., Одинцов Е.В., Харитонович А.И., Пономарев Н.Б. *SolidWorks. Компьютерное моделирование в инженерной практике*. Санкт-Петербург, БХВ-Петербург, 2005, 800 с.

- [5] Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. *Прикладные задачи газодинамики и теплообмена в энергетических установках ракетной техники*. Москва, Изд-во МАИ, 2014, 167 с.
- [6] Melton H.R., Shaw L.M., Sieker W.D., White D.I. Simulation of non-continuum free jet plume impingement. *AIAA Pap.*, 1968, no. 237.
- [7] Антохин В.М., Герасимов Ю.И., Жохов В.А., Хомутский А.А. Тепловое воздействие свободно расширяющейся струи газа на плоскую преграду. *Механика жидкости и газа*, 1981, № 4, с. 119–126.
- [8] Юрченко И.И. Исследование параметров течения и теплообмена на затупленных конусах. *Естественные и технические науки*, 2012, № 2 (58), с. 259–264.
- [9] Alvi F.S., Iyer K.G. Mean and Unsteady Flowfield Properties of Supersonic Impinging Jets with Lift Plates. *AIAA 99-1829*, 1999.
- [10] Malsur Dharavath and Debasis Chakraborty Numerical Simulation of Supersonic Jet Impingement on Inclined Plate. *Defence Science Journal*, 2013, vol. 63, no. 4, pp. 355–362.
- [11] Nagata Y., Nonomura T., Fujii K., Yamamoto M. Analysis of Acoustic-Fields generated by Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate and a Curved Plate. *APCOM & ISCM, 11–14th December, 2013*, Singapore.
- [12] Ghanegaonkar P.M., Ramanujachari V., Vijaykant S. Experimental investigation on the supersonic jet impingement. *Indian Journal of Engineering & Material Sciences*, 2004, vol. 11, pp. 100–106.
- [13] Антохин В.М., Балашов Ю.П., Герасимов Ю.И., Долголенко А.И., Жохов В.А., Зворыкин Л.Л., Кузнецова Н.Ф., Куканов Ф.А., Плешакова Л.А., Плотников Б.П., Решетин А.Г., Стасенко А.Л., Хомутский А.А. Исследование на модели обтекания космического корабля «Союз» реактивными струями управляющих двигателей корабля «Аполлон». *Механика жидкости и газа*, 1977, № 3, с. 124–133.
- [14] Лейтес Е.А. Моделирование силового воздействия сильно недорасширенной струи на плоскую поверхность, параллельную ее оси. *Ученые записки ЦАГИ*, 1975, т. 6, № 1, с. 113–116.

Статья поступила в редакцию 30.03.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Юрченко И.И., Клименко А.Г., Кудинов А.С., Исаков Д.В. Натекание высокотемпературной сверхзвуковой струи на преграду вблизи среза сопла. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 11.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-11-1820>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLII Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, 23–26 января 2018 года

Юрченко Ирина Ивановна окончила МФТИ по специальности «Аэродинамика и термодинамика» в 1983 г. Д-р техн. наук, главный научный сотрудник ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». e-mail: roskot1@yandex.ru

Клименко Александр Геннадьевич окончил МАИ по специальности «Ракетные двигатели» в 1995 г. Ведущий инженер ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». e-mail: klimenkoker@mail.ru

Кудинов Александр Сергеевич окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана по специальности «Динамика полета и управление обтеканием летательных аппаратов» в 2003 г. Канд. техн. наук, заместитель начальника отдела ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». e-mail: rockot1@yandex.ru

Исаков Дмитрий Владимирович окончил МАИ по специальности «Жидкостные ракетные двигатели» в 1997 г. Научный сотрудник ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». e-mail: isakovd93@mail.ru

Impingement of the hot supersonic jet on the barrier near the nozzle exit

© I.I. Yurchenko, A.G. Klimenko, A.S. Kudinov, D.V. Isakov

Keldysh Research Center, Moscow, 125438, Russia

The purpose of the research was to do the experimental study of the overexpanded hot supersonic jet of the small thrust model engine on gaseous oxygen / kerosene fuel components flowing into a flooded space at atmospheric pressure. The jet parameters were varied by changing the mass ratio oxygen/kerosene K_m . The nozzle exit specific heat ratio was in the range from 1.2 to 1.3, and the jet stagnation temperature was in the range from 1528 K to 2764 K. The flat plate with 45° inclination was placed ahead the first Mach disk and involved the jet periphery region. The heat flow and pressure sensors were installed on the plate. The visualization of the jet and the zone of interaction with the plate were hampered by the radiating carbon particles, which were formed during combustion. The track directions in the molten material on the plate surface formed at the hot jet impinging were used to build the flow pattern. The destruction zones and material tracks coincidence for all flat plates indicates the steadiness of the hanging shock waves location with the jet parameters varying in the range of $K_m = 0.99...1.58$. The study suggests a method for calculating heat fluxes in the central part of the jet on real components, using thermodynamic parameters calculated for an equilibrium reacting mixture, the method being satisfactorily consistent with the measurements carried out. High heat fluxes were obtained in the jet periphery region not only due to the jet mixing boundary layer impingement but because of the particular ejection of the hot gas from center region. Measurements in jet peripheries region are the subjects for the following investigations. The studies will be continued with larger nozzle.

Keywords: *supersonic jet, pressure, heat flux, mixing zone, impingement on flat plate, pressure ratio*

REFERENCES

- [1] Lamont P.J., Hunt B.L. The impingement underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates. *J. Fluid Mechanics*, 1980, vol. 100, part 3, pp. 471–511.
- [2] Avduevsky V.S., Ashratov E.A., Ivanov A.V., Pirumov U.G. *Gasodinamika sverhzvukovykh neisobaricheskikh struy* [Gas dynamics of supersonic non-isobaric jets]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 320 p.
- [3] Gubanova O.G., Lunev V.V., Platinina L.N. *Mekhanika zhidkosti i gasa — Fluid Dynamics*, 1971, no. 2, pp. 135–138.
- [4] Alyamovsky A.A., Sobachkin A.A., Odintsov E.V., Kharitonovich A.I., Ponomorev N.B. *SolidWorks. Komputernoe modelirovanie v inzhenernoy praktike* [SolidWorks. Computer simulation in engineering practice]. St. Petersburg, BKhV-Peterburg Publ., 2005, 800 p.
- [5] Kudimov N.F., Safronov A.V., Tretyakova O.N. *Prikladnye zadachi gasodinamiki i teploobmena v energeticheskikh ustanovkakh raketnoy tekhniki* [Applied problems of gas dynamics and heat transfer in power plants of rocket technology]. Moscow, MAI Publ., 2014, 167 p.
- [6] Melton H.R., Shaw L.M., Sieker W.D., White D.I. Simulation of non-continuum free jet plume impingement. *AIAA Pap.*, 1968, no. 237.

- [7] Antokhin V.M., Gerasimov Yu.I., Zhokhov V.A., Khomutsky A.A. *Mekhanika zhidkosti i gasa — Fluid Dynamics*, 1981, no. 4, pp. 119–126.
- [8] Yurchenko I.I. *Estestvenye i tekhnicheskie nauki — Natural and technical sciences*, 2012, no. 2 (58), pp. 259–264.
- [9] Alvi F.S., Iyer K.G. Mean and Unsteady Flowfield Properties of Supersonic Impinging Jets with Lift Plates. *AIAA 99-1829*, 1999.
- [10] Dharavath M., Chakraborty D. Numerical Simulation of Supersonic Jet Impingement on Inclined Plate. *Defence Science Journal*, 2013, vol. 63, no. 4, pp. 355–362.
- [11] Nagata Y., Nonomura T., Fujii K., Yamamoto M. Analysis of Acoustic-Fields generated by Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate and a Curved Plate. *APCOM & ISCM, 11-14th December*. Singapore, 2013.
- [12] Ghanegaonkar P.M., Ramanujachari V., Vijaykant S. Experimental investigation on the supersonic jet impingement. *Indian Journal of Engineering & Material Sciences*, 2004, vol. 11, April, pp. 100–106.
- [13] Antokhin V.M., Balashov Y.P., Gerasimov Yu.I., Dolgolenko A.I., Zhokhov V.A., Zvorykin L.L., Kuznetsova N.F., Kukanov F.A., Pleshakova L.A., Plotnikov B.P., Reshetin A.G., Stasenko A.L., Khomutsky A.A. *Mekhanika zhidkosti i gasa — Fluid Dynamics*, 1977, no. 3, pp. 124–133.
- [14] Leytes E.A. *Uchenye zapiski ZAGI — TsAGI Science Journal*, 1975, vol. 6, no. 1, pp. 113–116.

Yurchenko I.I. (b. 1960) graduated from Moscow Institute of Physics and Technology in 1983, Department of Aerodynamics and Thermodynamics. Dr. Sc. (Eng.), Chief Research Fellow, Keldysh Research Center. e-mail: rocket1@yandex.ru

Klimenko A.G. (b. 1972) graduated from Moscow Aviation Institute in 1995, Department of Rocket Engines. Lead engineer, Keldysh Research Center. e-mail: klimenkokercc@mail.ru

Kudinov A.S. (b. 1980) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2003, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft. Cand. Sc. (Eng.), Deputy Head of Department, Keldysh Research Center. e-mail: rocket1@yandex.ru

Isakov D.V. (b. 1974) graduated from Moscow Aviation Institute in 1997, Department of Fluid Rocket Engines. Research Fellow, Keldysh Research Center. e-mail: isakovd93@mail.ru