

Исследование воздействий высокотемпературных сверхзвуковых струй двигателей малой тяги

© А.С. Кудинов¹, И.И. Юрченко¹, А.Г. Клименко¹, Д.В. Исаков¹

¹ Государственный научный центр РФ – ФГУП «Исследовательский центр им. М.В. Келдыша», 125438, Россия, Москва, ул. Онежская, д.8

e-mail: kerc@elnet.msk.ru, rockot1@yandex.ru

Аннотация

Рассмотрено силовое, тепловое и загрязняющее воздействие перерасширенных струй модельных двигателей малой тяги при различных соотношениях массового расхода кислорода и керосина в модельной камере сгорания, истекающих в атмосферу. Исследование воздействий струй модельного двигателя малой тяги проводилось на огневом испытательном комплексе ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Приведено описание экспериментальной установки, режимов испытаний и методов измерений. Получены распределения давления и тепловых потоков на наклонной пластине за срезом сопла, которые сравнивались с аналогичными исследованиями на воздушных струях. Проведено наноструктурное исследование отложений сажи внутри камеры сгорания и на внешней пластине в струе. Рассмотрены возможности численного моделирования воздействия реальной струи на пластину с помощью SolidWorks Flow Simulation.

Ключевые слова: струя, двигатель малой тяги, кислород, керосин, эксперимент, давление, теплообмен, сажа, наноструктура, численное моделирование.

Введение. Использование жидкостных реактивных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) в настоящее время выходит за рамки управления космическими аппаратами, станциями и разгонными блоками при орбитальном функционировании в условиях вакуума. Одним из перспективных направлений развития ракетно-космической техники стало создание возвращаемых ускорителей средств выведения, а также возвращаемых суборбитальных пассажирских модулей, планируемых к применению в космическом туризме. Такие схемы возвращения предъявляют серьезные требования к управлению движением, ориентацией и стабилизации объектов в процессе спуска в атмосфере. Применение двигателей малой тяги имеет ряд преимуществ для решения данных задач, в частности, управляющее воздействие практически не зависит от величины скоростного напора, в отличие от аэродинамических органов управления, доступно импульсное включение с высокой скважностью, регулирование направления и величины вектора тяги, а также высокая степень интеграции в корпус летательного аппарата (ЛА) за счет компактных габаритов и небольшой массы. Экологически чистые компоненты топлива кислород, керосин, спирт или сжиженный природный газ не загрязняют окружающую среду и безопасны в процессе эксплуатации.

Вместе с тем, возникает ряд новых вопросов, связанных с воздействием реальных струй ЖРДМТ на элементы конструкции ЛА и процессами в камере сгорания, решение которых численными методами без экспериментальной верификации не представляется возможным.

Экспериментальные исследования ЖРДМТ на натуральных компонентах топлива существенно отличаются от исследований имитаторов двигателя, где рабочим телом является воздух, азот или инертный газ, даже если они подогреваются до высоких температур. Исследования по воздействию воздушных струй можно проводить в традиционных аэродинамических установках с дополнительным подводом воздуха, истекающего из сопла [1]. Такие эксперименты позволяют изучать истечение воздушных струй совместно с внешним набегающим потоком и получить данные по силовым и моментным аэродинамическим характеристикам ЛА, структуре течения, распределению давления [2].

Однако многие факторы воздействия струй реальных двигателей остаются недоступными для экспериментов на воздушных струях, к ним относятся тепловое воздействие газа с реальными термодинамическими параметрами и сложным химическим составом, высокая температура струи до 2800К и ее излучение, наличие в продуктах сгорания сажи и недогоревших компонентов топлива. Одной из актуальных является проблема сажеобразования как внутри камеры сгорания, так и на элементах ЛА, попадающих в струю ЖРДМТ. Особенно интенсивно процесс сажеобразования идет при кратковременном режиме включения двигателя,

когда не полностью успевают прореагировать компоненты в камере сгорания.

Описание методов исследования. Исследование воздействий струй модельных двигателей малой тяги на натуральных компонентах топлива проводилось на огневом испытательном комплексе ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», позволяющем отработать различные режимы функционирования на модельных двигателях тягой до 15 тонн, работающих на различных топливных парах. В качестве горючего могут применяться: керосин, метан, газообразный водород, спирт, в качестве окислителя – газообразный кислород.

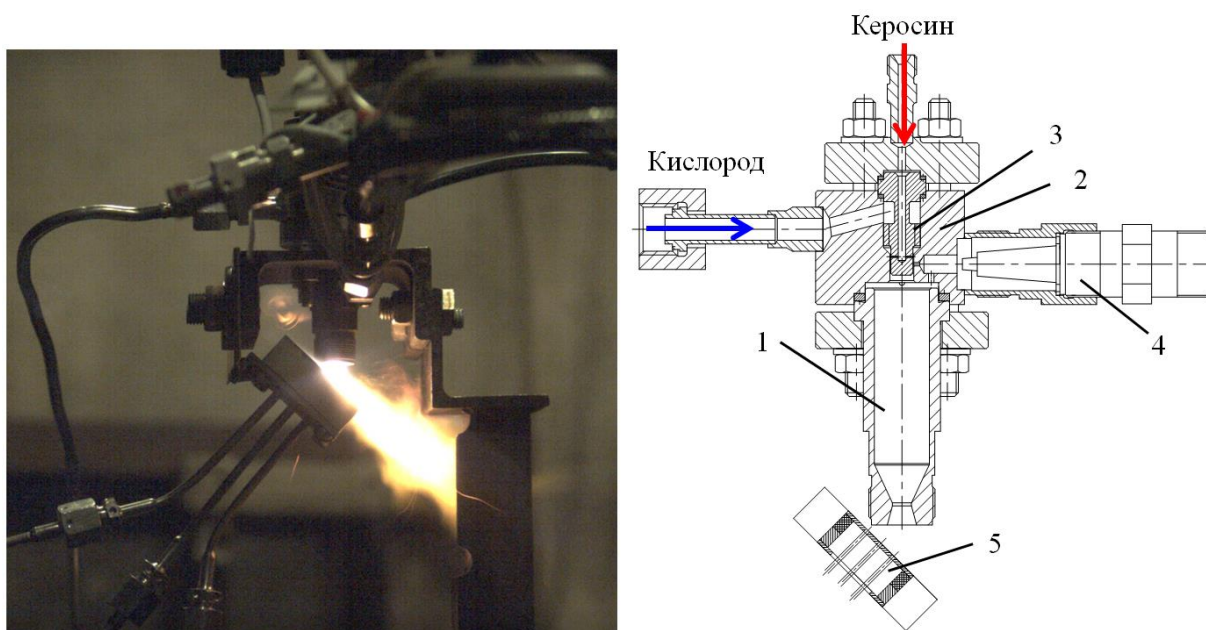


Рис. 1 – Экспериментальная установка

Для проведения экспериментов на компонентах топлива кислород-керосин была разработана экспериментальная установка (рис. 1), включающая модельный двигатель малой тяги, устройство для его крепления

в испытательном стенде, наклонные измерительные пластины для определения распределения давления, тепловых потоков и пластины для сбора осаждаемой сажи внутри камеры сгорания и вблизи среза сопла. Управление работой, подача компонентов топлива, электропитание модельного двигателя, система сбора и обработки измерений и аварийная защита осуществлялись средствами огневого испытательного комплекса.

Смешение кислорода с керосином в модельном двигателе организовано в кольцевом зазоре между корпусом 2 и шнеком 3, где керосин через четыре струйные форсунки подается в высокоскоростной поток кислорода. Шнек 3 имеет двухзаходную винтовую нарезку, служащую для подачи потока кислорода. Поджиг смеси осуществляет система зажигания 4. Процесс горения осуществляется в камере 1 при давлении от 8,9 до 10,5 атмосфер и диапазоне температур 1570...2750 К в зависимости от соотношения компонентов топлива. Для проведения измерений воздействия струи использовалось несколько комплектов пластин 5, устанавливаемых под углом 45° к оси струи.

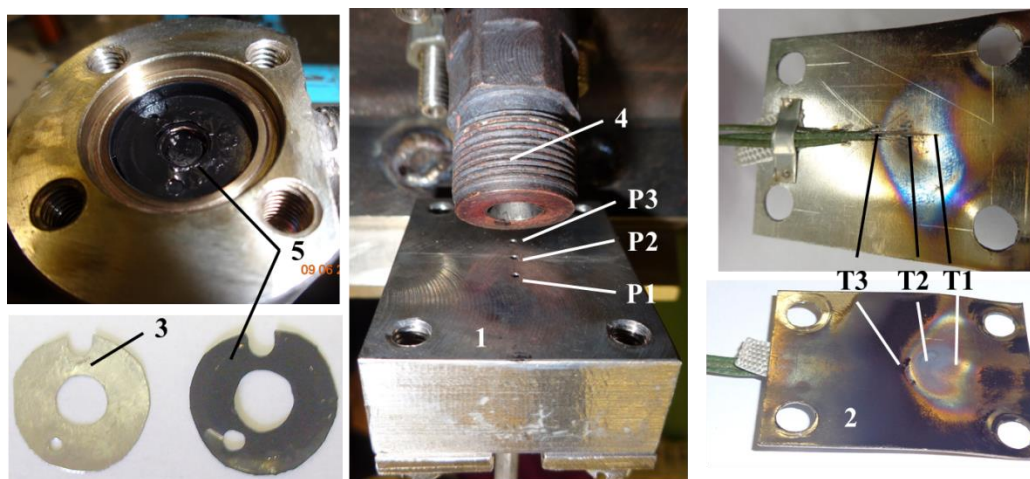


Рис. 2 – Измерительные пластины с расположением датчиков

На рис. 2 показаны измерительные пластины, использовавшиеся в экспериментах. В наклонной относительно сопла 4 пластине 1, предназначенной для измерения давления, было выполнено три дренажных отверстия, которые соединялись трубками с приемниками датчиков избыточного давления. Точки замера располагались на центральной оси пластины и попадали в ядро струи и в ее периферийную область. Расстояние между точками замера давлений P1, P2, и P3 составляло 5 мм. Тепловые потоки и осаждение сажи измерялись на другом комплекте пластин 2, которые были одноразовыми. Тепловые потоки восстанавливались по показаниям термопар хромель – алюмель с электродами диаметром 0,2 мм, приваренными с обратной стороны пластины из нержавеющей стали в точках T1, T2 и T3. Решалась обратная задача теплопроводности в трехмерной постановке, учитывающая распространение температурной волны по площади и толщине пластины, а также утечки тепла в электроды приваренных термопар. Тепловой поток считался найденным, когда расчетная зависимость температуры от времени в месте замера на расчетной модели совпадала с измеренной зависимостью на экспериментальной модели. Применяемый подход является более точным для определения высоких и сильно неравномерных тепловых потоков от струй по сравнению с методом тонкой стенки, который часто рекомендуется для исследования тепловых потоков от струй [3], где тепловой поток определяется линейной зависимостью от производной по времени температуры, замеренной термопарой.

Координаты точек замера давлений и температур на наклонной пластине относительно оси струи совпадали. Координаты точек замера 1, 2 и 3, отнесенные к длине пластины x/L составляли 0.61, 0.5 и 0.36, соответственно, где x отсчитывается от правой (нижней) стороны наклонной пластины, относительная координата пересечения оси струи с пластиной равнялась 0.3. Для измерения отложения сажи внутри камеры модельного двигателя на задней стенке камеры фиксировалась пластинка 3 из нержавеющей стали с центральным отверстием для пропускания топливной смеси. Видно, что после испытаний пластина 5 покрылась сажей, которая в дальнейшем проходила микроструктурное исследование, также как и сажа на внешних наклонных пластинах 2.

Были проведены серии запусков модельного двигателя на различных режимах с установленной вблизи сопла пластиной замера давлений, затем она демонтировалась и на тех же режимах проводились измерения температур на пластинах с термопарами, одновременно выступающих в роли поверхностей для отбора сажи из струи. После каждого запуска пластины с термопарами и пластины внутри камеры демонтировались и заменялись на новые. Это позволило определить характеристики сажеотложения при различных режимах работы и повысить точность измерений термопарами, поскольку при высоких температурах струи внешняя пластина вблизи среза сопла оплавлялась, а иногда и прогорала в местах максимумов теплового потока. В табл. 1 приведены основные газодинамические параметры газовой струи при различных соотношениях массовых расходов кислорода и

керосина (Km) при близком к постоянному суммарном расходе. Такой подход позволил выявить влияние соотношения Km на распределение давления и тепловых потоков по наклонной пластине, а также на особенности сажеобразования внутри камеры сгорания и на внешних элементах. Давление торможения измерялось в процессе экспериментов.

Табл. 1 – Основные газодинамические параметры струи, действующей на наклонную пластину

Соотношение компонентов, Km	1,25	1,43	1,59	1,2	1,52
Давление торможения, P_0 , МПа	1,05	9,90	9,80	1,027	8,90
Температура торможения, T_0 , К	1977	2429	2754	1837	2618
Температура на срезе сопла, T_a , К	1110	1419	1707	1092	1600
Давление на срезе сопла, P_a , кПа	78,8	82,6	85,7	74,8	75,2
Число Маха на срезе сопла, M_a	2,34	2,27	2,241	2,35	2,25
Отношение $n = P_a/P_{окр}$	0,78	0,82	0,85	0,74	0,74
Показатель адиабаты, k	1,3	1,27	1,245	1,282	1,258

Результаты исследований. Главным элементом научной новизны данной работы, по нашему мнению, является исследование воздействий струи, полученной горением жидких и газообразных компонентов топлива в отличие от струй воздуха, азота или инертного газа, достаточно широко представленных в отечественных и зарубежных источниках, например, [3, 4, 5]. Вместе с тем, есть работы по исследованию воздействия струй малых ракетных двигателей на твердом топливе [6, 7], при этом необходимо

отметить, что применение твердотопливных двигателей для сложного управления движением сильно затруднено из-за невозможности многократного включения. Исследованиям двигателей [8] и их агрегатов [9] на реальных компонентах топлива также посвящен ряд работ в основном касающихся комплексных вопросов функционирования двигателя, но не затрагивающих исследований воздействия струй на внешние элементы. Проблема сажеобразования при горении достаточно остро стоит в различных отраслях двигателестроения [10, 11, 12]. Благодаря развитию современных методов микроскопического анализа, таких как электронная микроскопия высокого разрешения, спектроскопия, появилась возможность исследовать микроструктуру сажи и ее состав в зависимости от соотношения компонентов топлива и газодинамических параметров струи.

В данной статье основное внимание будет уделено распределению давления по поверхности наклонной пластины, численному моделированию воздействия струи и анализу осаждения сажи и ее микроструктуры в зависимости от соотношения массовых расходов компонентов топлива.

Поскольку замер давления на пластине осуществлялся только в трех точках, для полноты картины и одновременно верификации на эти экспериментальные данные были наложены результаты численного моделирования в виде непрерывного распределения давления по центральной линии пластины, на которой находились и дренажные отверстия.

Сравнение результатов распределения давления по пластине проводилось с данными работы [4], где приведены наиболее подробные исследования обтекания пластины в струе под углами наклона от 90° до 30° , минимальная нерасчетность составляла 1,2. Относительное расстояние от среза сопла до пластины z/D_a по оси струи варьировалось в диапазоне от 1 до 15, число Маха на срезе сопла $M_a = 2,2$. В настоящей работе величина $z/D_a = 1,338$, число M_a и n приведены в табл. 1 для различных соотношений K_m . Несмотря на более высокую степень нерасчетности и показатель адиабаты 1,4 в работе [4], она наиболее близко соответствует условиям наших исследований из большого объема найденных источников, где рассматривается воздействие на пластину в струе. Сравнение с [4] проводилось для пластины под углом 45° и относительными расстояниями $z/D_a = 1$ и 2, что позволило охватить положение пластины в настоящей работе, где $z/D_a = 1,338$. Проведенные серии испытаний на воздухе позволили с помощью теневых фотографий выявить структуру скачков уплотнения при натекании струи на пластину. В экспериментах на реальной струе применение таких оптических методов затруднено из-за интенсивного свечения сажи в струе, для сравнения на рис. 3 приведены фотографии течения воздушной и газовой струи. На рис. 4 показано сравнение распределения давлений, отнесенного к давлению торможения P_0 по пластине вдоль оси симметрии для одного из режимов при $K_m = 1,43$.

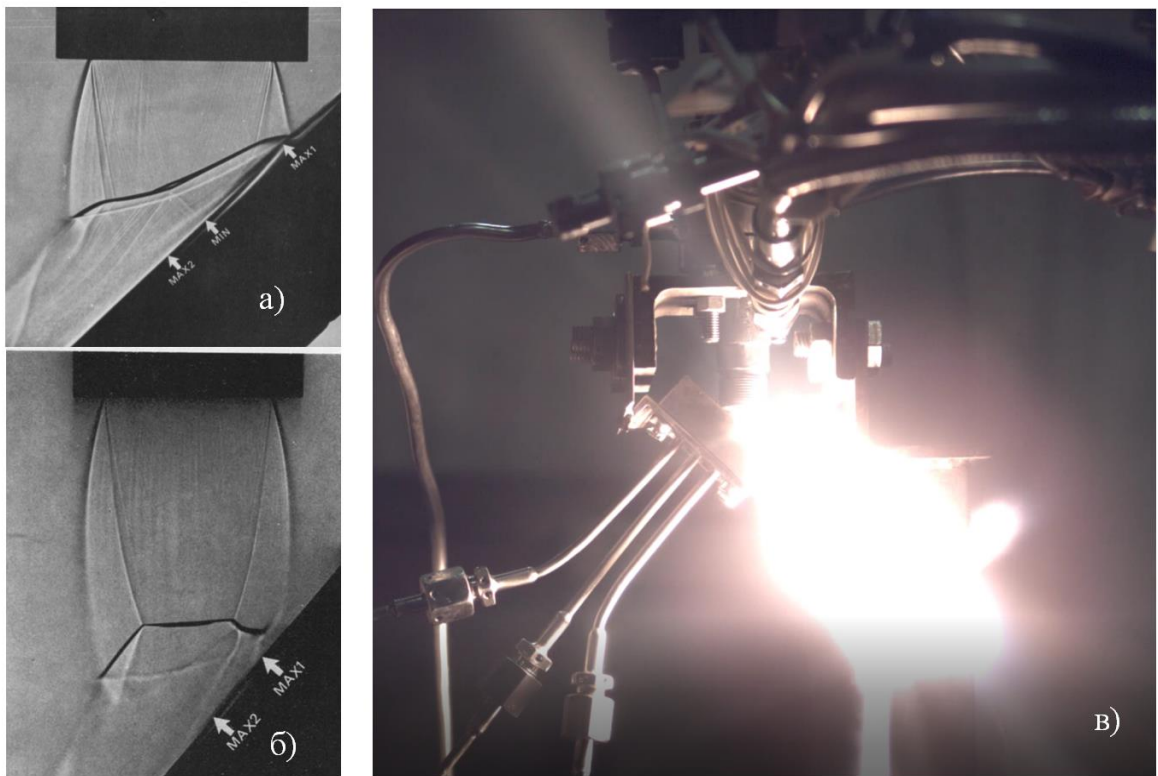


Рис. 3 – Обтекание пластины под углом 45° в струе. а) - [4] при $z/D_a=1$ и $n=1.2$, б) – [4] при $z/D_a=2$ и $n=1.2$, в) – данная работа при $z/D_a=1,338$ и $n=0.82$.

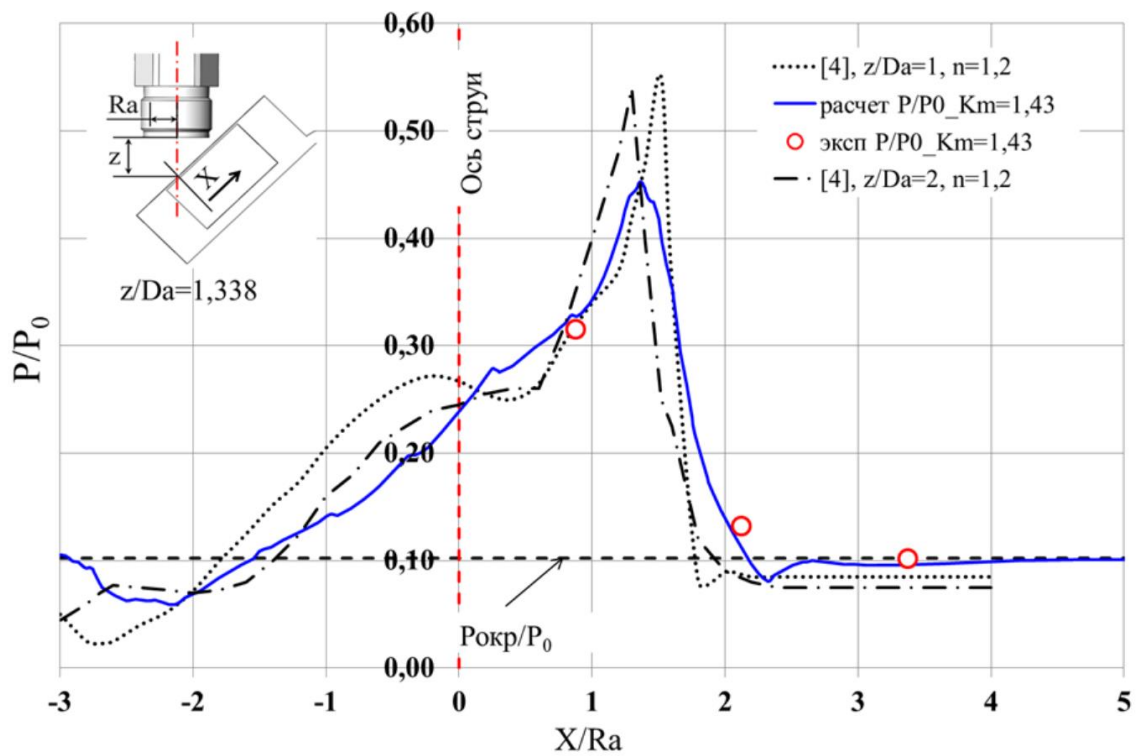


Рис.4 – Сравнение распределений давления по пластине

Из анализа сравнения распределения давления по пластине между газовой и воздушной струей можно найти как сходства, так и некоторые различия. Графики давления имеют схожие профили с характерным максимумом и различными градиентами снижения давления справа и слева от него, но при этом кривые из работы [4] имеют большее значение в точке максимума и в целом более высокий уровень давления. Расчетная кривая получена численным моделированием в SolidWorks Flow Simulation и совпадает с замеренными при экспериментах значениями достаточно хорошо, поэтому можно предположить, что эта расчетная зависимость достоверно описывает и течение в той части пластины, где датчики расположить не удалось. Из данных [4] следует, что отдаление пластины от среза сопла с одного до двух диаметров среза не сильно влияет на максимальное давление, расстояние до пластины в наших исследованиях по оси сопла составляет $z=1,338D_a$, но расчетный максимум оказывается ниже данных работы [4]. Можно предположить, что расхождения обусловлены разницей в степени нерасчетности струи - в работе [4] она поддерживалась на уровне $n=1.2$, в данной статье эта величина в среднем равнялась 0.8, т.е. струя была перерасширена. Но ширина «пятна» переменного давления на пластине, где сосредоточены возмущения, вносимые струей, примерно одинаковы в рассматриваемых экспериментах составляет примерно $5R_a$. Если бы определяющее влияние оказывала нерасчетность, то при меньшей ее величине воздействию подверглась бы более узкая область пластины, чего не наблюдается. Более вероятно влияние на максимальное давление показателя

адиабаты и других термодинамических параметров газовой струи по сравнению с воздушной. При дальнейших исследованиях планируется увеличить количество средств измерения на пластине, расширить диапазон степеней нерасчетности и провести исследования на других топливных парах, а также на холодном воздухе. При других соотношениях K_m (табл. 1) результаты имеют схожий с показанным на рис. 4 характер и в статье не приводятся.

Интересными представляются возможности численного моделирования воздействия струй на пластину. В данной работе рассмотрен расчет поля течения в программном комплексе SolidWorks Flow Simulation, который удобен тем, что интегрирован в CAD систему Solid Works, автоматически строит и сгущает в процессе счета расчетную сетку. В качестве исходных данных задавались термодинамические параметры продуктов горения керосина в кислороде, граничными условиями являлись давление и температура в камере сгорания.

В литературе достаточно широко представлены численные исследования воздействия струй, но в основном, как и эксперименты, они касаются воздушных струй [1, 13].

На рис. 5 а) показана типовая расчетная сетка перед началом решения, а на рис. 5 б) при последней итерации решения.

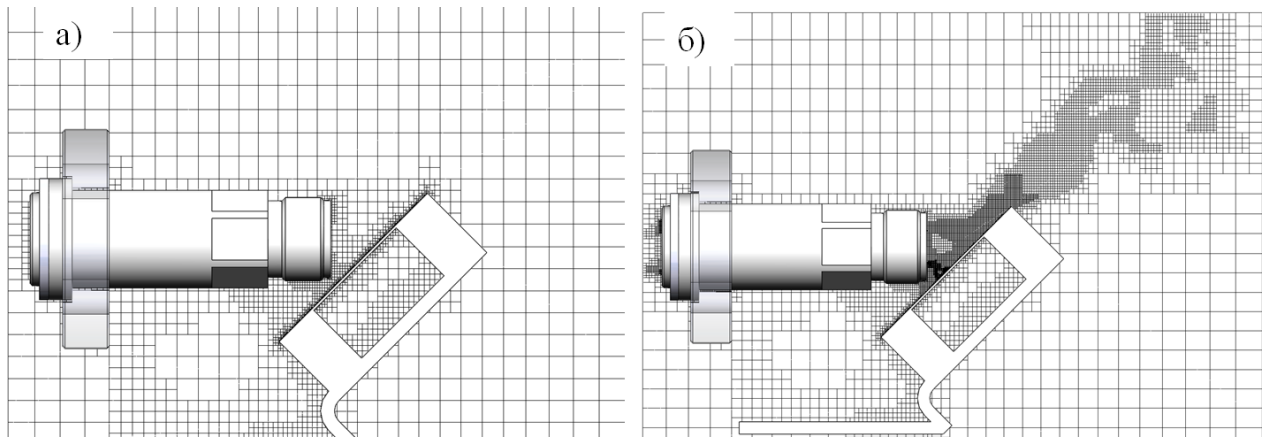


Рис. 5 – Начальная и итоговая расчетные сетки

На рис. 6 приведены результаты численного моделирования для режима $Km=1.43$, где показано поле чисел Маха слева и распределение давления по пластине. Картина распределения давления наложена на изображение следа струи на экспериментальной пластине, видно, что расчетные максимумы совпадают с местами уноса материала, а линии тока с траекторией движения расплавленных частиц металла. Количественные результаты расчета хорошо согласуются с экспериментальными точками (рис. 4).

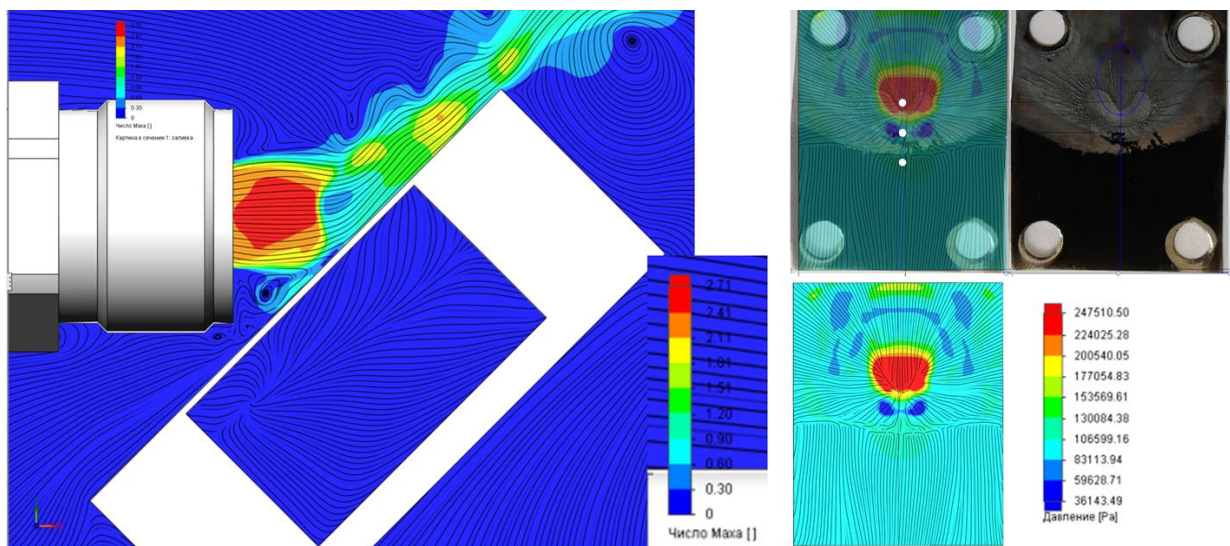


Рис. 6 – Результаты численного моделирования

Используемый программный комплекс может быть использован для достаточно полного качественного и количественного и описания взаимодействия реальной струи с пластиной.

Исследования сажеотложения проводились на пластине в окрестности среза сопла и внутри камеры. Внешняя наклонная пластина из нержавеющей стали с приваренными на обратной стороне термопарами служила и для сбора сажи. Внутри сопла монтировалась пластина из такого же материала. Пластины менялись после каждого запуска.

Микроструктурный анализ сажи на измерительных пластинах проведен в сканирующем электронном микроскопе Versa 3D фирмы FEI [14]. Максимальное увеличение составило 240 000 раз. Образцы исследовались при ускоряющих напряжениях 5 и 15 кВ. В процессе исследований определялась структура сажи, состав, наличие и процентное содержание кислорода на образцах как внутри камеры, так и вблизи среза сопла. Необходимо было ответить на вопрос, является ли сажа аморфной или образует трубчатые структуры, а также определить толщину осажденного слоя. Ряд исследований посвящен дизельной саже [10, 12], а также методам отбора сажи из струй для исследования [11]. При исследовании дизельной сажи были выявлены только аморфные структуры [12].

В результате данной работы получены как аморфные, так и трубчатые структуры сажи. Ввиду ограниченного количества исследований не удалось выявить четкую закономерность появления той или иной структуры, работы в этом направлении будут продолжены. Углеродные трубки были

обнаружены на образце внутри камеры при $Km=1.58$ (рис. 7 а, б), где, по результатам анализа химического состава наблюдалось наименьшее количество кислорода (рис. 7 в). Остальные образцы имели аморфную структуру сажи (рис. 7г).

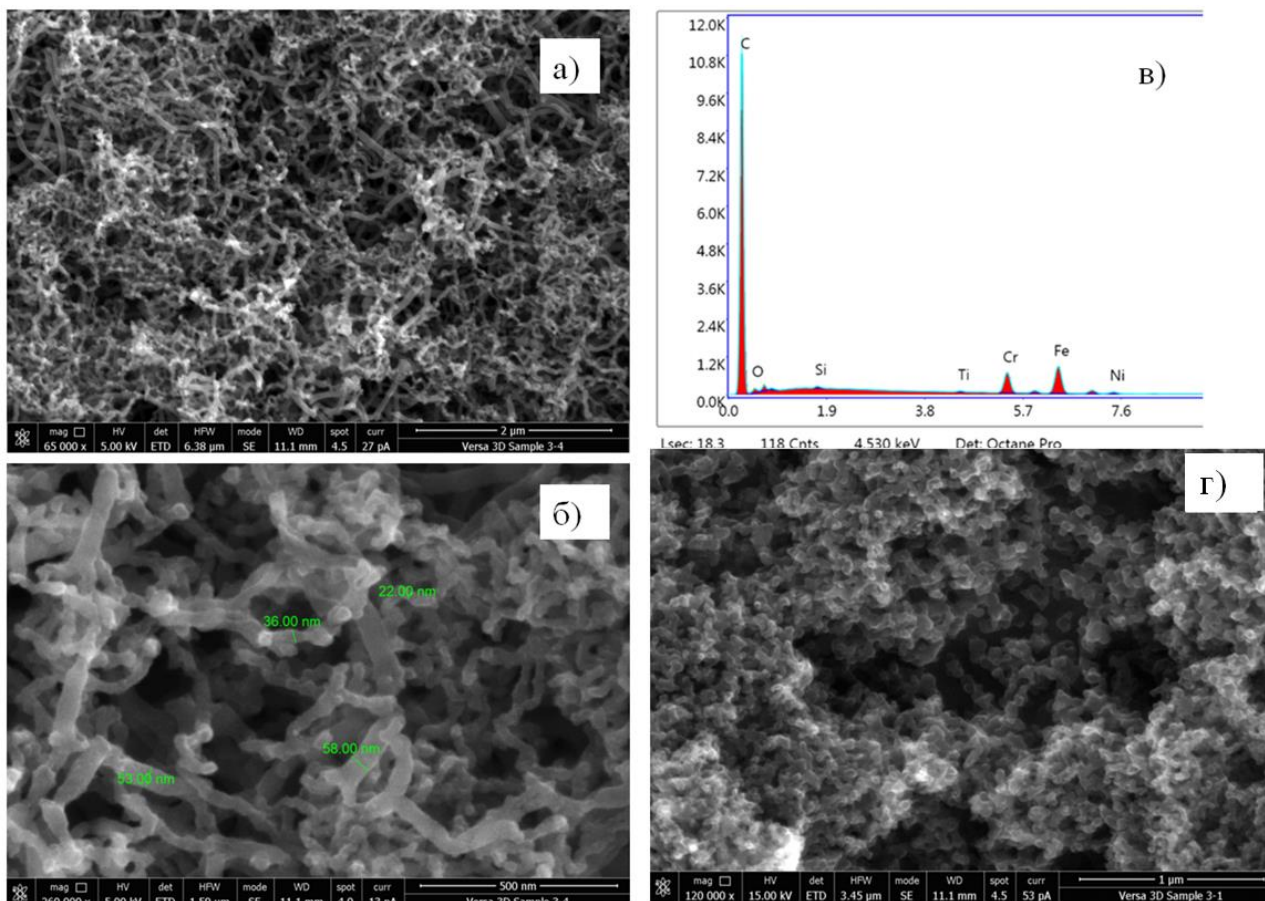


Рис. 7 – Микроструктура сажи на пластинах

Замеренный диаметр углеродных трубок составил от 22 до 58 нанометров (рис. 7 б). В качестве примечания необходимо отметить, что полученные при спектральном анализе доли никеля, железа, хрома и титана принадлежат подложке образцов, изготовленных из нержавеющей стали. Определение толщины слоя сажи осуществлено с помощью травления сфокусированным ионным пучком микроскопа на площади 10×20 мкм и глубиной 30 мкм (рис. 8 а). На расстоянии 15 мкм от поверхности сажи

можно видеть границу с материалом подложки - нержавеющей сталью (рис. 8 б), из чего сделан вывод, что толщина слоя сажи в окрестности места измерения составила 15 мкм.

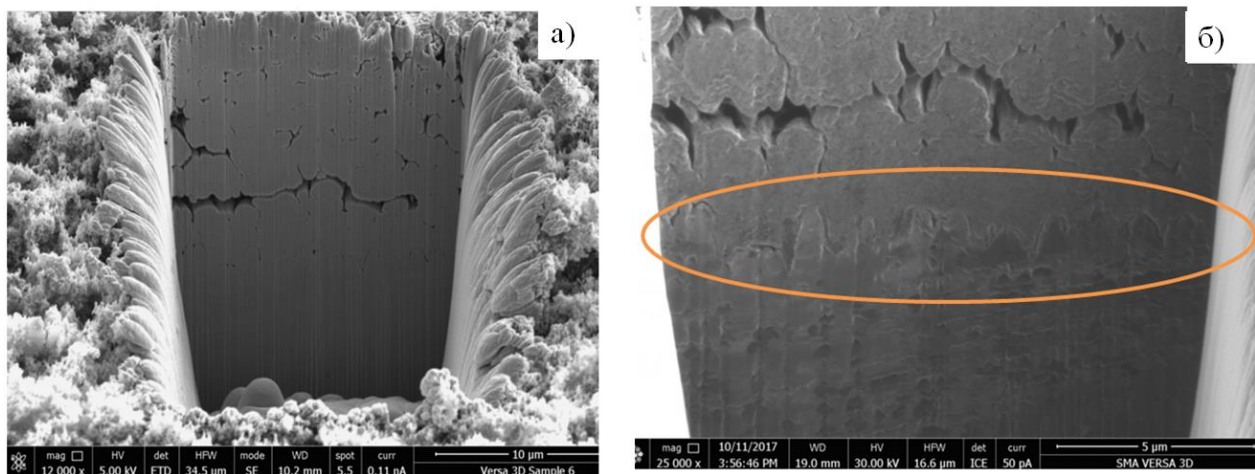


Рис. 8 – Определение толщины слоя сажи

Заключение. В работе рассмотрены способы экспериментального исследования воздействий струй кислород-керосинового модельного двигателя на наклонную пластину за срезом сопла и на пластину внутри камеры. Проведенные сравнения с результатами аналогичных исследований на воздушных струях показали некоторые отличия в воздействии реальной горячей струи со сложным химическим составом, в частности, распределение давления по пластине, имея схожий профиль, достигает меньшего максимального давления относительно данных для воздушных струй. Показаны возможности достаточно точного и быстрого численного моделирования силового воздействия струи на пластину. Проведенный микроструктурный анализ сажи выявил возможность образования углеродных трубчатых структур, закономерности возникновения которых требуют дополнительных исследований.

ЛИТЕРАТУРА

1. M. Dharavath, D. Chakraborty, Numerical Simulation of Supersonic Jet Impingement on Inclined Plate, Defence Science Journal, Vol. 63, No. 4, July 2013, pp. 355-362, DOI : 10.14429/dsj.63.2545.
2. D. A. Dickmann, Jet in Supersonic Crossflow on a Flat Plate, AIAA 2006-3451.
3. G. Dettfel, Plume Flow and Plume Impingement Space Technology, Progress in Aerospace Sci. Vol. 28, pp. 1-71, 1991.
4. P. J. Lamont, B. L. Hunt, The impingement of underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates, J. Fluid Mech. (1980), vol. 100, part 3, pp. 471-611.
5. P. Chen, S. Li, S. Luo, Z. Ni, Flow Visualization on Lateral Multiple Jet Interaction with Freestream, Journal of Flow Control, Measurement & Visualization, 2014, 2, 7-11.
6. J. Varnier, Experimental Study and Simulation of Rocket Engine Freejet Noise, AIAA Journal Vol. 39, No. 10, October 2001.
7. P. M. Chanegaonkar, V. Ramanujachari, S. Vijaykant, Experimental investigation on the supersonic jet impingement, Indian Journal of Engineering and Material Science, Vol. 11, April 2004, pp. 100-106.
8. D. Haeseler, C Mading, A. Gotz, V. Roubinski, S. Khrissanfov, V. Berejnoj, Recent Developments for Future Launch Vehicle LOX/HC Rocket Engines, 6th International Symposium Propulsion for Space Transportation of the XXIst Century, 13-17 May 2002, Versailles, France, AAF-02-100.
9. Ягодников Д. А., Антонов Ю. В., Ворожеева О. А., Масальский Н. Л., Новиков А. О., Чертков К. О. Экспериментальное исследование рабочего процесса в газогенераторе кислород-метанового ракетного двигателя, 2307-0595, Инженерный вестник, Октябрь, №10, 2014.
10. Б.И. Руднев, О.В. Повалихина, Основные физико-химические свойства частиц дизельной сажи. Научные труды Дальрыбвтуза. Том 33, 2014.
11. Н.Н. Иванов, А.Н. Иванов, Диагностика продуктов сгорания ракетных двигателей, их агрегатов и систем контактным методом, Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2, 2010.
12. Б.И. Руднев, О.В. Повалихина, Наноструктуры частиц дизельной сажию Научные труды Дальрыбвтуза. Том 36, 2015.
13. Y. Nagata, T. Nonomura, K. Fujii, M. Yamamoto, 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.
14. ООО «Системы для микроскопии и анализа»: [Электронный ресурс]: URL:<http://www.microscop.ru> (дата обращения 19.10.2017).

Кудинов Александр Сергеевич родился в 1980 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана по специальности «Динамика полета и управление обтеканием летательных аппаратов» в 2003 г., кандидат технических наук, заместитель начальника отдела ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша».

e-mail: rockot1@yandex.ru

Юрченко Ирина Ивановна родилась в 1960 г., окончила МФТИ по специальности «Аэродинамика и термодинамика» в 1983 г., доктор технических наук, главный научный сотрудник ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша».

e-mail: rockot1@yandex.ru

Клименко Александр Геннадьевич родился в 1972 г., окончил МАИ по специальности «Ракетные двигатели» в 1995 г., ведущий инженер ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша».

e-mail: klimenkokerc@mail.ru

Исаков Дмитрий Владимирович родился в 1974 г., окончил МАИ по специальности «Жидкостные ракетные двигатели» в 1997 г., научный сотрудник ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». e-mail: isakovd93@mail.ru



Research of the high temperature supersonic low thrust engine jet impacts

© A.S. Kudinov ¹ I.I. Yurchenko ¹, A.G. Klimenko ¹, , D.V. Isakov ¹

¹Keldysh Research Center, Moscow, Onegskaya 8, 125438, Russia

e-mail: kerc@elnet.msk.ru, rockot1@yandex.ru

Annotation

Force, heat and contamination effects are considered in the article that were produced by the supersonic real jet of the model low thruster engine operated with various oxygen/kerosene mass ratio in the atmospheric conditions. Experiments were carried out at the spatial fire test stand of Keldysh Research Center. Test regimes, experimental equipment and ways of getting information are described.

Pressure and heat flux distribution on the inclined plane fixed close to the nozzle exit were obtained and compared with the same results for air jets. In order to research carbon black contamination produced by the jet microstructure analysis was performed both for sample inside combustion chamber and behind the nozzle exit. Numerical analysis of real jets impingement to the inclined plane opportunities were considered with SolidWorks Flow Simulation.

Key words: *jet, low thrust engine, oxygen/kerosene, experiment, pressure, heat transfer, carbon black, nanostructure, numerical analysis.*

REFERENCES

1. M. Dharavath, D. Chakraborty, Numerical Simulation of Supersonic Jet Impingement on Inclined Plate, *Defence Science Journal*, Vol. 63, No. 4, July 2013, pp. 355-362, DOI : 10.14429/dsj.63.2545.
2. D. A. Dickmann, Jet in Supersonic Crossflow on a Flat Plate, AIAA 2006-3451.
3. G. Dettfel, PLUME FLOW AND PLUME IMPINGEMENT IN SPACE 3. G. Dettfel, *Plume Flow and Plume Impingement Space Technology*, Progress in Aerospace Sci. Vol. 28, pp. 1-71, 1991.
4. P. J. Lamont, B. L. Hunt, The impingement of underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates, *J. Fluid Mech.* (1980), vol. 100, part 3, pp. 471-611.
5. P. Chen, S. Li, S. Luo, Z. Ni, Flow Visualization on Lateral Multiple Jet Interaction with Freestream, *Journal of Flow Control, Measurement & Visualization*, 2014, 2, 7-11.
6. J. Varnier, Experimental Study and Simulation of Rocket Engine Freejet Noise, *AIAA JOURNAL* Vol. 39, No. 10, October 2001.
7. P. M. Chanegaonkar, V. Ramanujachari, S. Vijaykant, Experimental investigation on the supersonic jet impingement, *Indian Journal of Engineering and Material Science*, Vol. 11, April 2004, pp. 100-106.
8. D. Haeseler, C Mading, A. Gotz, V. Roubinski, S. Khrissanfov, V. Berejnoj, Recent Developments for Future Launch Vehicle LOX/HC Rocket Engines, 6th International Symposium Propulsion for Space Transportation of the XXIst Century, 13-17 May 2002, Versailles, France, AAF-02-100.
9. Yagodnikov D.A., Antonov Yu.V., Vorozheeva O.A., Masalskiy N.L., Novikov A. O., Chertkov K.O. Eksperimentalnoe issledovanie rabocheho processa v gazogeneratore kislород-metanovogo raketnogo dvigatelya, 2307-5955, *Inzhenernyi vestnik*, Oktyabr' № 10, 2014.
10. B. I. Rudnev, O. V. Pohvalina. Osnovnie fiziko-himicheskie svoistva chastic dizelnoy sazhi. *Nauchnie trudy Dalribvtuza*. Tom 33, 2014.
11. N.N. Ivanov, A. N. Ivanov, Diagnostika productov sgoraniya raketnih dvigateley, ih agregatov i system kontaktnim metodom, *Vestnik FGUP NPO im. S. A. Lavochkina*, 2, 2010.
12. B. I. Rudnev, O. V. Pohvalina, Nanostructure chastic dizelnoy sazhi, *Nauchnie trudy Dalribvtuza*. Tom 36, 2015.
13. Y. Nagata, T. Nonomura, K. Fujii, M. Yamamoto, 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*.
14. LLC «Systems for microscopy and analysis: [URL:http://www.microscop.ru](http://www.microscop.ru) (date 19.10.2017).

Kudinov A.S. (b.1980) graduated from Bauman Moscow State Technical University, specialty Dynamics of flight and flow control of flying vehicles in 2003, PhD, Deputy Head of Department, Keldysh Research Center.

e-mail: rockot1@yandex.ru

Yurchenko I.I. (b. 1960) graduated from Moscow Institute of Physics and Technology, specialty Aerodynamics and Thermodynamics in 1983, Dr. Sci. (Eng.), Chief research scientist, Keldysh Research Center.

e-mail: rockot1@yandex.ru

Klimenko A.G. (b. 1972) graduated from Moscow Aviation Institute, specialty Rocket Engines in 1995, Lead engineer, Keldysh Research Center.

e-mail: klimenkocerc@mail.ru

Isakov D.V. (b. 1974) graduated from Moscow Aviation Institute, specialty Fluid Rocket Engines in 1997, scientist, Keldysh Research Center.

e-mail: isakovd93@mail.ru