

Исследование воздействий высокотемпературных сверхзвуковых струй двигателей малой тяги

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

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

Рассмотрены силовое, тепловое и загрязняющее воздействия перерасширенных струй модельных двигателей малой тяги при различных соотношениях массового расхода кислорода и керосина в модельной камере, истекающих в атмосферу. Исследование воздействий струй модельного двигателя малой тяги проводилось на огневом испытательном комплексе ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Приведены описания экспериментальной установки, режимов испытаний и методов измерений. Получены распределения давления и тепловых потоков на наклонной пластине, установленной за срезом сопла, в сравнении с результатами аналогичных исследований на воздушных струях. Выполнено наноструктурное исследование отложений сажи внутри камеры и на внешней пластине в струе. Рассмотрены возможности численного моделирования воздействия реальной струи на пластину с помощью программного комплекса SolidWorks Flow Simulation.

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

Введение. Экспериментальные исследования воздействия струй продуктов горения существенно отличаются от исследований струй имитаторов двигателя, где рабочим телом является воздух, азот или инертный газ, даже если они подогреваются до высоких температур. Исследования воздействия 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 получать данные о силовых и моментных аэродинамических характеристиках летательных аппаратов (ЛА), о структуре течения, распределении давления [2]. Вместе с тем возникают новые вопросы, связанные с воздействием реальных струй на элементы конструкции ЛА и с процессами в камере. Решение этих вопросов с помощью численных методов без экспериментальной верификации может быть затруднено.

Многие особенности воздействия струй реальных двигателей не могут быть исследованы экспериментально на воздушных струях. К этим особенностям относятся тепловое воздействие газа сложного химического состава с реальными термодинамическими параметрами, высокая температура струи (до 2800 К) и ее излучение, наличие в

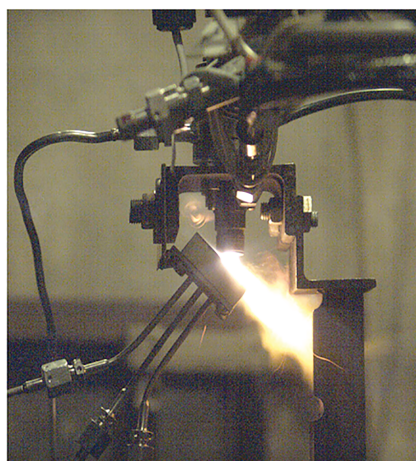
продуктах сгорания сажи и недогоревших компонентов топлива. Одной из актуальных проблем является сажеобразование как внутри камеры, так и на элементах ЛА, попадающих в струю продуктов сгорания. Особенно интенсивно процесс сажеобразования идет при кратковременном режиме включения двигателя, когда компоненты топлива в камере сгорания не успевают прореагировать полностью.

Описание методов исследования. Воздействие струй модельных двигателей малой тяги, работающих на различных топливных парах, исследовалось на огневом испытательном комплексе ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», позволяющем обрабатывать различные режимы их функционирования. В качестве горючего можно применять керосин, метан, газообразный водород, спирт, в качестве окислителя — газообразный кислород.

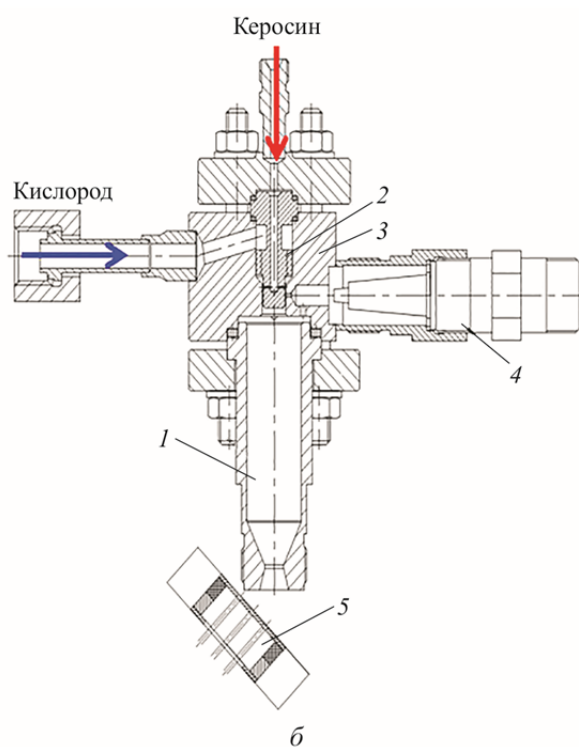
Для проведения экспериментов на компонентах топлива кислород — керосин была разработана экспериментальная установка (рис. 1), включающая модельный двигатель малой тяги, устройство для его крепления на испытательном стенде, наклонные измерительные пластины для нахождения распределения давления и тепловых потоков, а также пластины для сбора осаждаемой сажи внутри камеры и вблизи среза сопла. Управление работой модельного двигателя, электропитание, подача компонентов топлива, сбор и обработка результатов измерений и аварийная защита осуществлялись средствами огневого испытательного комплекса.

Смешение кислорода и керосина в модельном двигателе было организовано в кольцевом зазоре между корпусом 3 и шнеком 2, где керосин через четыре струйные форсунки подается в высокоскоростной поток кислорода. Смесь поджигается системой зажигания 4. Процесс горения происходит в камере 1 при давлении 8,9...10,5 атм и температуре 1570...2750 К в зависимости от соотношения компонентов топлива. Для проведения измерений использовали несколько комплектов пластин 5, устанавливаемых под углом 45° к оси струи.

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, расположенные на центральной оси пластины, попадали в ядро струи и в ее периферийную область. Расстояние между точками P1, P2 и P3, где измерялись значения давления, составляло 5 мм. Тепловые потоки и толщину осаждаемой сажи определяли на другом комплекте пластин 2, которые были одноразовыми.



а



б

Рис. 1. Экспериментальная установка:

а — внешний вид; б — схема; 1 — камера сгорания;
2 — шнек; 3 — корпус; 4 — система зажигания; 5 — комплект пластин

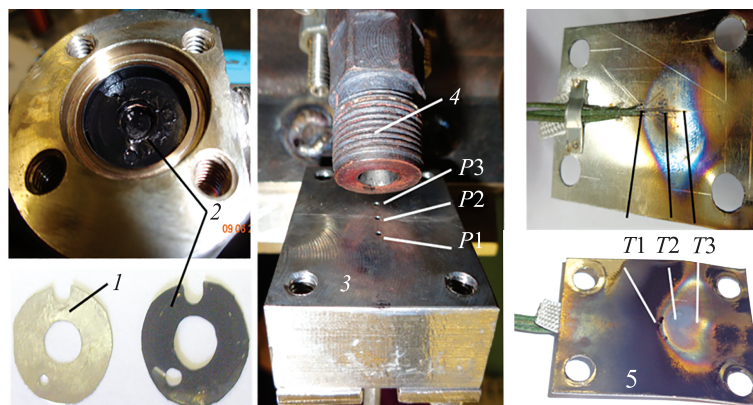


Рис. 2. Измерительные пластины с указанием мест расположения датчиков:
1, 2, 3, 5 — пластины; 4 — сопло

Координаты точек $P1$ – $P3$, отнесенные к длине пластины (x/L), составляли 0,61; 0,5 и 0,36 соответственно, где расстояние x отсчитывается от правой (нижней) стороны наклонной пластины, относительная координата пересечения оси струи с пластиной была равна 0,3. Для измерения толщины осажденной сажи внутри камеры модельного двигателя на задней стенке камеры фиксировали пластинку 1 (см. рис. 2) из коррозионно-стойкой стали, имеющую центральное отверстие для пропускания топливной смеси. После испытаний пластина 2 была покрыта сажей, которая в дальнейшем подвергалась микроструктурному исследованию, как и сажа на внешних наклонных пластинах 5.

Были проведены серии запусков модельного двигателя на различных режимах с установленной вблизи сопла пластиной для измерения значений давления. Затем ее демонтировали и на тех же режимах измеряли температуру на пластинах с термопарами, одновременно выступаящих в роли поверхностей для отбора сажи из струи. После каждого запуска пластины с термопарами и пластины внутри камеры демонтировали и заменяли на новые. Это позволило определить характеристики сажееотложения при различных режимах работы двигателя и повысить точность измерений с помощью термопар, поскольку при высоких значениях температуры струи внешняя пластина вблизи среза сопла оплавлялась, а в местах максимумов теплового потока иногда и прогорала.

В таблице приведены основные расчетные газодинамические параметры струи при различных соотношениях массовых расходов кислорода и керосина (K_m) и при близком к постоянному суммарном расходе. Такой подход позволил выявить влияние значения K_m на распределение давления и тепловых потоков по наклонной пластине, а также на особенности сажееобразования внутри камеры и на внешних элементах. Давление торможения измеряли в процессе экспериментов.

**Основные расчетные газодинамические параметры струи,
действующей на наклонную пластину**

Параметр	Соотношение компонентов K_m				
	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
Давление на срезе сопла P_a , кПа	78,8	82,6	85,7	74,8	75,2
Температура на срезе сопла T_a , К	1110	1419	1707	1092	1600
Число Маха на срезе сопла M_a	2,34	2,27	2,241	2,35	2,25
Степень нерасчетности $n = P_a/P_{окр}$	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. Научная новизна настоящей работы, по нашему мнению, заключается в изучении воздействия струи, полученной горением жидких и газообразных компонентов топлива, в то время как ранее проводились исследования струй воздуха, азота или инертного газа, результаты которых достаточно широко представлены в отечественных и зарубежных источниках, например в [3–5]. Имеются также работы по исследованию воздействия струй малых ракетных двигателей на твердом топливе [6, 7], однако необходимо отметить, что применение твердотопливных двигателей для сложного управления движением ЛА затруднено вследствие невозможности многократного включения двигателей. Исследованиям двигателей [8] и их агрегатов [9] на реальных компонентах топлива посвящен ряд работ, в основном касающихся комплексных вопросов функционирования двигателя, но не затрагивающих воздействие струй на внешние элементы конструкций. Проблема сажеобразования при горении достаточно актуальна в различных отраслях двигателестроения [10–12]. 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 настоящей статье основное внимание уделено распределению давления по поверхности наклонной пластины, численному моделированию воздействия струи, а также анализу толщины осаждаемой сажи и ее микроструктуры в зависимости от соотношения массовых расходов компонентов топлива.

Давление на пластине измеряли только в трех точках, поэтому для полноты картины течения на эти экспериментальные данные были наложены результаты численного моделирования в виде непрерывного распределения давления по центральной линии пластины, на которой имелись дренажные отверстия.

Анализ полученных данных о распределении давления по пластине проводился с привлечением результатов работы [4], в которой представлены подробные исследования обтекания пластины в струе под углами наклона $30 \dots 90^\circ$ при минимальной нерасчетности 1,2. Относительное расстояние от среза сопла до пластины z/D_a по оси струи варьировалось в диапазоне $1 \dots 15$, число Маха на срезе сопла $M_a = 2,2$. В настоящей работе отношение $z/D_a = 1,338$, значения M_a и n приведены в таблице для различных соотношений K_m . Несмотря на то, что в работе [4] принята более высокая степень нерасчетности и показатель адиабаты $k = 1,4$, она, среди большого числа найденных источников, где рассматривается воздействие на пластину в струе, наиболее полно отвечает условиям наших экспериментов. Сравнение с результатами работы [4] проводилось для пластины, установленной под углом 45° ; в [4] относительные расстояния $z/D_a = 1$ и 2 , в настоящей работе принято $z/D_a = 1,338$.

Проведенные серии испытаний на воздушной струе позволили с помощью теневых фотографий выявить структуру скачков уплотнения при натекании струи на пластину. В экспериментах с реальной струей применение таких оптических методов затруднено вследствие интенсивного свечения сажи в струе. На рис. 3 для сравнения приведены фотографии течения воздушной и газовой струй, полученные в [4] и в настоящей работе. На рис. 4 дано сравнение распределения значений давления, отнесенного к давлению торможения P_0 , по пластине вдоль оси симметрии для одного из режимов при $K_m = 1,43$.

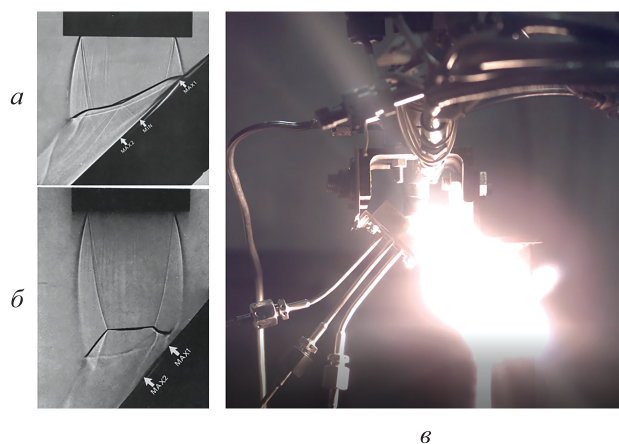


Рис. 3. Обтекание пластины, установленной под углом 45° в струе:
 а — [4], $z/D_a = 1$, $n = 1,2$; б — [4], $z/D_a = 2$, $n = 1,2$;
 в — настоящая работа, $z/D_a = 1,338$, $n = 0,82$

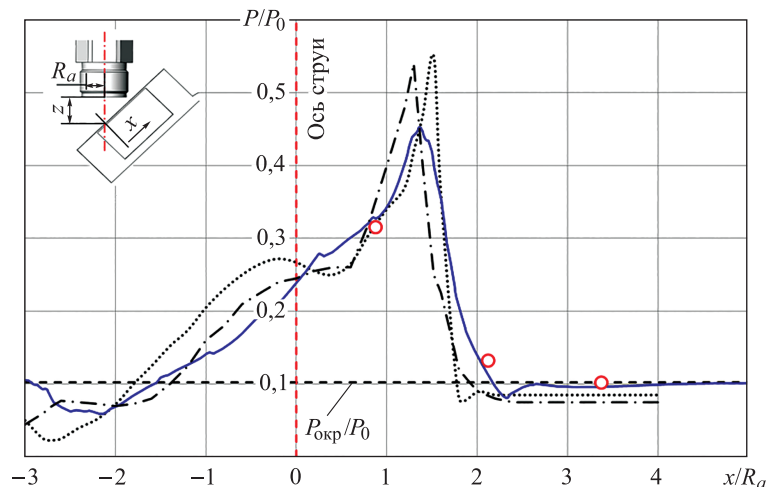


Рис. 4. Распределение давления по пластине:

..... — [4], $z/D_a = 1$, $n = 1,2$; — · — [4], $z/D_a = 2$, $n = 1,2$; — — — настоящая работа, $z/D_a = 1,338$, $K_m = 1,43$ (расчет); ○ — то же (эксперимент)

Анализируя распределение давления по пластине в газовой и воздушной струях, можно найти как сходство, так и существенные различия. Кривые давления имеют сходные профили с характерным максимумом и различными градиентами снижения давления справа и слева от него, но при этом кривые, приведенные в работе [4], имеют большее значение в точке максимума и в целом отражают более высокий уровень давления.

Расчетная кривая, полученная численным моделированием с помощью программного комплекса SolidWorks Flow Simulation, совпадает с экспериментальными значениями довольно хорошо, поэтому можно предположить, что эта расчетная зависимость достоверно описывает и течение в той части пластины, где датчики разместить не удалось. Из результатов работы [4] следует, что отдаление пластины от среза сопла на расстояние от одного до двух диаметров среза существенно влияет на распределение давления, а при расстоянии до пластины $z = 1,338D_a$, принятом в наших исследованиях, расчетный максимум оказывается ниже, чем в работе [4]. Можно предположить, что расхождения обусловлены различием в степени нерасчетности, в работе [4] она поддерживалась на уровне $n = 1,2$, а в настоящем исследовании в среднем равнялась 0,8, т. е. струя была перерасширена. Но необходимо отметить, что ширина «пятна» переменного давления на пластине, где сосредоточены возмущения, вносимые струей, в рассматриваемых экспериментах примерно одинакова и составляет около $5R_a$. Можно предположить, что если бы определяющее влияние оказывала степень нерасчетности, то при меньшем ее значении воздействию подверглась бы более узкая область пластины, чего не наблюдается.

В дальнейших исследованиях планируется увеличить число 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 (см. таблицу) результаты сходны с показанными на рис. 4 и здесь не приведены.

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 SolidWorks, автоматически строит и сгущает расчетную сетку в процессе счета и имеет значительно более высокую скорость, нежели комплексы типа ANSYS CFX. 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, как и эксперименты, они касаются в основном воздушных струй [1, 13].

На рис. 5 показаны типовые расчетные сетки перед началом решения и при последней итерации.

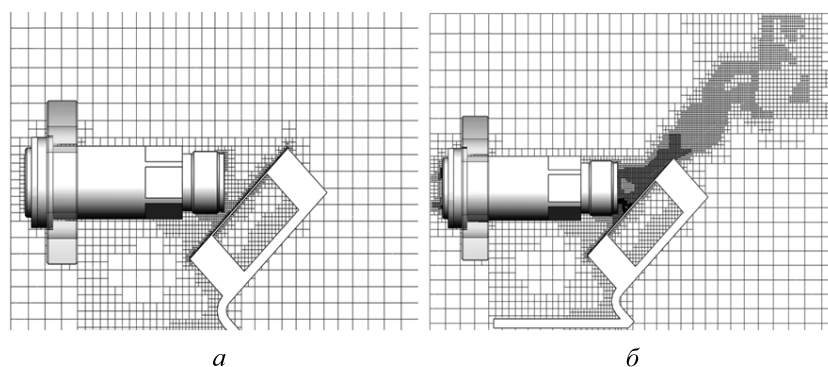


Рис. 5. Расчетные сетки:
а — начальная; б — итоговая

На рис. 6 приведены результаты численного моделирования при $K_m = 1,43$. 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 расплавленных частиц металла. Результаты расчета хорошо согласуются с экспериментальными данными (см. рис. 4).

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

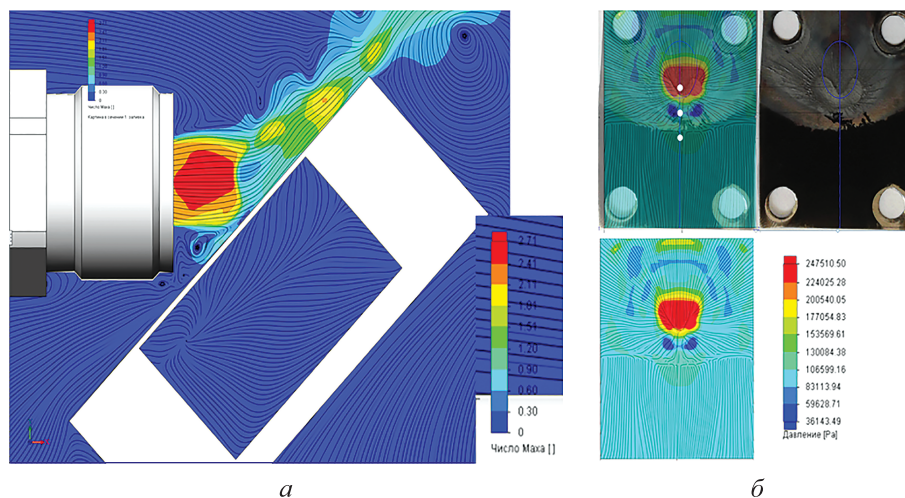


Рис. 6. Результаты численного моделирования:
a — поле чисел Маха; *б* — распределение давления по пластине

Исследования сажеотложения проводили на пластинах, размещенных в окрестности среза сопла и внутри камеры. Внешняя наклонная пластина из коррозионно-стойкой стали с приваренными на ее обратной стороне термопарами служила для сбора сажи. Внутри сопла монтировалась пластина из того же материала. Пластины меняли после каждого запуска.

Микроструктурный анализ сажи на измерительных пластинах проведен с помощью сканирующего электронного микроскопа Versa 3D фирмы FEI [14]. Максимальное увеличение составило 240 тыс. крат. Образцы исследовали при значениях ускоряющего напряжения 5 и 15 кВ. В процессе исследований определяли структуру сажи, состав, наличие и процентное содержание кислорода на образцах внутри камеры и вблизи среза сопла. Необходимо было выяснить, является сажа аморфной или образует трубчатые структуры, а также определить толщину осажденного слоя. Ряд работ посвящен дизельной саже [10, 12], а также методам отбора из струй сажи для исследования [11]. При анализе дизельной сажи были выявлены только аморфные структуры [12].

В результате данного исследования получены как аморфные, так и трубчатые структуры сажи. Выявить четкую закономерность в образовании той или иной структуры пока не удалось, работы в этом направлении будут продолжены. Углеродные трубки были обнаружены на образце внутри камеры при $K_m = 1,58$ (рис. 7, *a, б*). Сажа на остальных образцах имела аморфную структуру (рис. 7, *в*). По результатам спектрального анализа углеродные трубки наблюдались при наименьшем содержании кислорода в структуре сажи.

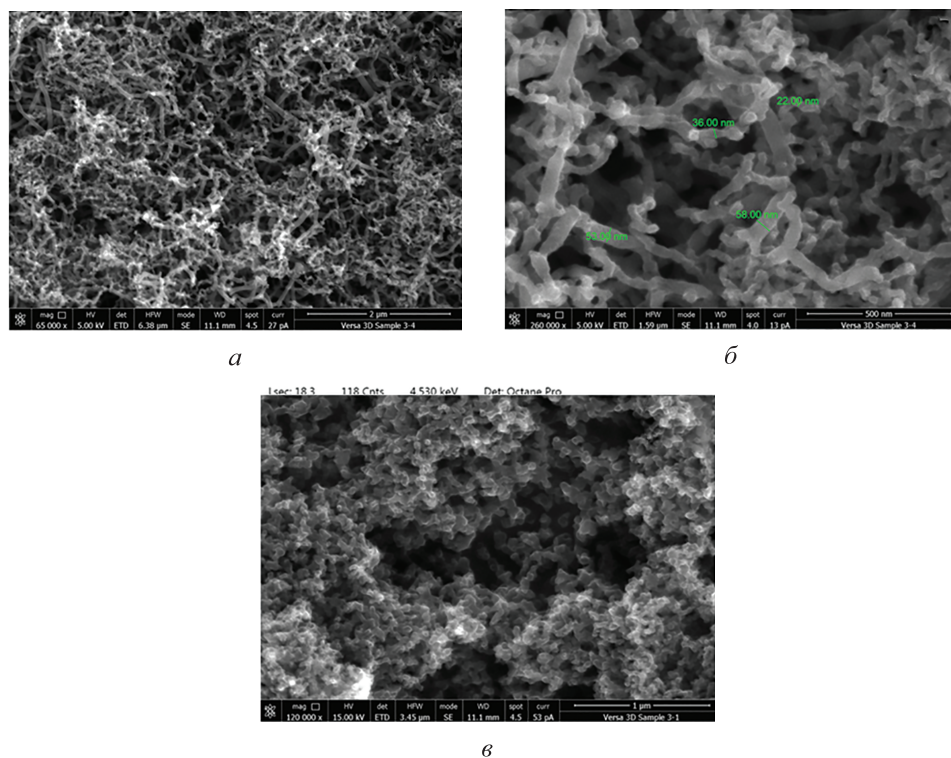


Рис. 7. Микроструктура сажи на пластинах:
а, б — углеродные трубки; *в* — аморфная структура

Измеренный диаметр углеродных трубок составил 22...58 нм (см. рис. 7, *б*). Толщину слоя сажи определяли с помощью травления на глубину 30 мкм (рис. 8, *а*) сфокусированным ионным пучком микроскопа на площади 10 × 20 мкм. На расстоянии 15 мкм от поверхности сажи можно видеть границу с материалом подложки — коррозионно-стойкой сталью (рис. 8, *б*), отсюда сделан вывод, что толщина слоя сажи в окрестности области измерения составила 15 мкм.

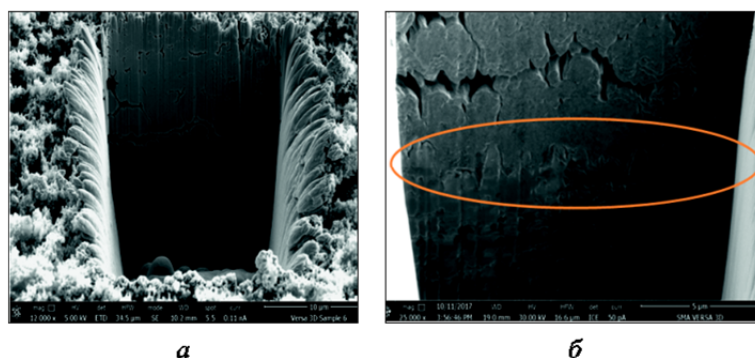


Рис. 8. Определение толщины слоя сажи:
а — глубина травления; *б* — граница между сажей и пластиной

Заключение. В работе рассмотрены способы экспериментального исследования воздействия струй кислород-керосинового модельного двигателя на наклонную пластину, установленную за срезом сопла, и на пластину внутри камеры. Сравнение полученных результатов с результатами аналогичных исследований на воздушных струях показало некоторое отличие в воздействии реальной горячей струи сложного химического состава. В частности, было получено, что распределение давления по пластине, имеющее схожий профиль, достигает меньшего максимального давления относительно данных для воздушных струй.

Показаны возможности довольно точного и быстрого численного моделирования силового воздействия струи на пластину.

Проведенный микроструктурный анализ сажи выявил возможность образования углеродных трубчатых структур, закономерности возникновения которых требуется дополнительно исследовать.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Dharavath M., Chakraborty D. Numerical Simulation of Supersonic Jet Impingement on Inclined Plate. *Defence Science Journal*, 2013, vol. 63, no. 4, pp. 355–362, DOI: 10.14429/dsj.63.2545
- [2] Dickmann D.A. Jet in Supersonic Crossflow on a Flat Plate. *25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. 5–8 June 2006, San Francisco, California*. AIAA, 2006-3451.
- [3] Dettfel G. Plume Flow and Plume Impingement Space Technology. *Progress in Aerospace Sci.*, 1991, vol. 28, pp. 1–71.
- [4] Lamont P.J., Hunt B.L. The impingement of underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates. *J. Fluid Mech.*, 1980, vol. 100, part 3, pp. 471–611.
- [5] Chen P., Li S., Luo S., Ni Z. Flow Visualization on Lateral Multiple Jet Interaction with Freestream. *Journal of Flow Control, Measurement & Visualization*, 2014, vol. 2, pp. 7–11. DOI: 10.4236/jfcmv.2014.21002
- [6] Varnier J. Experimental Study and Simulation of Rocket Engine Free jet Noise. *AIAA Journal*, 2001, vol. 39, no. 10, pp. 1851–1859.
- [7] Chanegaonkar P.M., Ramanujachari V., Vijaykant S. Experimental investigation on the supersonic jet impingement. *Indian Journal of Engineering and Material Science*, 2004, vol. 11, pp. 100–106.
- [8] Haeseler D., Mading C., Gotz A., Roubinski V., Khriisanfov S., Berejnoj V. Recent Developments for Future Launch Vehicle LOX/H₂ Rocket Engines. *6th International Symposium Propulsion for Space Transportation of the XXI 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. *Инженерный вестник*, 2014, № 10. URL: <http://engbul.bmstu.ru/doc/739755.html>
- [10] Руднев Б.И., Повалихина О.В. Основные физико-химические свойства частиц дизельной сажи. *Научные труды Дальрыбвтуза*, 2014, т. 33, с. 49–54.
- [11] Иванов Н.Н., Иванов А.Н. Диагностика продуктов сгорания ракетных двигателей, их агрегатов и систем контактным методом. *Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010, № 2, с. 24–29.

- [12] Руднев Б.И., Повалихина О.В. Наноструктуры частиц дизельной сажи. *Научные труды Дальрыбвтуза*, 2015, т. 36, с. 86–92.
- [13] 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. 8 p.
- [14] ООО «Системы для микроскопии и анализа». URL: <http://www.microscop.ru> (дата обращения 19.10.2018).

Статья поступила в редакцию 30.03.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Кудинов А.С., Юрченко И.И., Клименко А.Г., Исаков Д.В. Исследование воздействий высокотемпературных сверхзвуковых струй двигателей малой тяги. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 12.
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-12-1831>

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

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

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: rockot1@yandex.ru

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

Analysis of the impact of high temperature supersonic jets in low-thrust engines

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

SSC FSUE Keldysh Research Center, Moscow, 125438, Russia

The paper analyses power, heat and pollution impact of overexpanded jets of simulated low-thrust engines with different correlations of kerosene oil and oxygen expenditure in simulated chamber, flowing out into the atmosphere. The research dedicated to the impact of jets of simulated low-thrust engines was conducted in a testing complex at SSC FSUE Keldysh Research Center. Descriptions of experimental facility, test schedule and methods of measurements were introduced. We received the distribution of pressure and heat flows on the inclined plate, mounted behind the nozzle edge in comparison with the results of similar researches of air jets. Nanostructural observation of soot remains in chamber and on the outer plate in the jet was conducted. The paper observes the abilities of computational simulation of the impact of a real jet on a plate with the help of programme complex SolidWorks Flow Simulation.

Keywords: jet, low-thrust engine, oxygen, kerosene oil, test, pressure, heat exchange, soot, nanostructure, computational simulation

REFERENCES

- [1] Dharavath M., Chakraborty D. Numerical Simulation of Supersonic Jet Impingement on Inclined Plate. *Defence Science Journal*, 2013, vol. 63, no. 4, pp. 355–362. DOI: 10.14429/dsj.63.2545
- [2] Dickmann D.A. Jet in Supersonic Crossflow on a Flat Plate. *25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. 5–8 June 2006, San Francisco, California*. AIAA, 2006-3451.
- [3] Dettfel G. Plume Flow and Plume Impingement Space Technology. *Progress in Aerospace Sci.*, 1991, vol. 28, pp. 1–71.
- [4] Lamont P.J., Hunt B.L. *Journal of Fluid Mechanics*, 1980, vol. 100, part 3, pp. 471–611.
- [5] Chen P., Li S., Luo S., Ni Z. Flow Visualization on Lateral Multiple Jet Interaction with Freestream. *Journal of Flow Control, Measurement & Visualization*, 2014, vol. 2, pp. 7–11. DOI: 10.4236/jfcmv.2014.21002
- [6] Varnier J. *AIAA Journal*, 2001, vol. 39, no. 10, pp. 1851–1859.
- [7] Chanegaonkar P.M., Ramanujachari V., Vijaykant S. Experimental investigation on the supersonic jet impingement. *Indian Journal of Engineering and Material Science*, 2004, vol. 11, pp. 100–106.
- [8] Haeseler D., Mading C., Gotz A., Roubinski V., Khriisanfov S., Berejnoj V. 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. *Inzhenerny vestnik — Engineering Bulletin*, 2014, no. 10. Available at: <http://engbul.bmstu.ru/doc/739755.html>
- [10] Rudnev B.I., Povalikhina O.V. *Nauchnye trudy Dalrybvtuza — Scientific Journal of DALRYBVTUZ (Far Eastern State Technical Fisheries University)*, 2014, vol. 33, pp. 49–54.

- [11] Ivanov N.N., Ivanov A.N. *Vestnik FGUP NPO im. S.A. Lavochkina — Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina (Journal of Lavochkin Association)*, 2010, no. 2, pp. 24–29.
- [12] Rudnev B.I., Povalikhina O.V. *Nauchnye trudy Dalrybvtuza — Scientific Journal of DALRYBVTUZ (Far Eastern State Technical Fisheries University)*, 2015, vol. 36, pp. 86–92.
- [13] 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, 8 p.
- [14] *ООО «Системы для микроскопии и анализа» — Systems for microscopy and analysis*. Available at: <http://www.microscop.ru> (accessed October 19, 2018).

Kudinov A.S., Cand. Sc. (Eng.), graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2003, specialized in Flight dynamics and flow control of flying vehicles, Deputy Head of Department, SSC FSUE Keldysh Research Center.
e-mail: rockot1@yandex.ru

Yurchenko I.I., Dr. Sc. (Eng.), graduated from Moscow Institute of Physics and Technology in 1983, specialized in Aerodynamics and thermodynamics, Chief Research Fellow, SSC FSUE Keldysh Research Center. e-mail: rockot1@yandex.ru

Klimenko A.G. graduated from Moscow Aviation Institute in 1995, specialized in Rocket engines, Lead Engineer, SSC FSUE Keldysh Research Center.
e-mail: klimenkokercc@mail.ru

Isakov D.V., graduated from Moscow Aviation Institute in 1997, specialized in Liquid-propellant rocket engines, Research Fellow, SSC FSUE Keldysh Research Center.
e-mail: isakovd93@mail.ru