

**РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ МОДЕЛЬНОЙ
КИСЛОРОДНО-МЕТАНОВОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ
ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ,
СОЗДАННОЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДОВ
АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА**

С.В. Мосолов

И.Г. Лозино-Лозинская

Д.М. Позвонков

Д.Ф. Слесарев

kercc@elnet.msk.ru

АО ГНЦ «Центр Келдыша», Москва, Российская Федерация

Аннотация

Разработана стендовая установка для моделирования смесеобразования в камере сгорания маршевого жидкостного ракетного двигателя на компонентах топлива метан–жидкий кислород. Ключевые узлы установки (смесительная головка камеры сгорания и регенеративно охлаждаемое сопло) изготовлены с применением перспективных методов аддитивного производства. Отмечена специфика узлов камеры сгорания, выполненных с применением аддитивной технологии. Приведены результаты огневых испытаний модельной камеры сгорания в составе экспериментальной установки. Показана стойкость смесительной головки и сопла камеры сгорания в условиях огневых испытаний, а также надежная работа экспериментальной установки в целом, что подтверждает правильность выбранных конструктивных и технологических решений. Проведены анализ системы охлаждения экспериментальной установки для условий испытаний, расчеты теплового состояния сопла с учетом особенностей тракта охлаждения, изготовленного методами аддитивного производства. Для повышения надежности системы охлаждения и расширения диапазона работы установки по давлению в камере сгорания предложено нанесение теплозащитного покрытия на огневую стенку сопла. На основе новых экспериментальных данных выполнен анализ параметров совершенства рабочего процесса в модельной камере сгорания со смесительными элементами, изготовленными по аддитивной

Ключевые слова

Жидкостный ракетный двигатель, камера сгорания, метан, аддитивное производство, огневые испытания

технологии и соответствующими по масштабу и расходным характеристикам камере сгорания маршевого жидкостного ракетного двигателя	Поступила 02.12.2020 Принята 30.12.2020 © Автор(ы), 2021
---	--

Введение. Создание ракетного двигателя, использующего метан в качестве горючего, является весьма актуальной задачей. Метан — это экологически безопасный, перспективный компонент топлива жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), так как по сравнению с керосином имеет ряд преимуществ: доступность, низкую стоимость, а эксплуатационные характеристики метана как ракетного топлива позволяют снизить стоимость межполетного обслуживания двигательной установки, что особенно важно для многоразовых ЖРД [1, 2]. Работы по созданию ЖРД на компонентах топлива метан–жидкий кислород ведутся в отечественной ракетно-космической отрасли [2–4], в Европейском космическом агентстве [5], НАСА, частных компаниях (двигатель BE-4).

В АО ГНЦ «Центр Келдыша» ведутся работы по обеспечению научно-технического задела создания маршевого кислородно-метанового ЖРД по замкнутой схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа. Данная схема позволяет получить высокие удельные характеристики двигателя, при этом отказаться от мероприятий по защите элементов газового тракта от возгорания, которые необходимы при выборе окислительной замкнутой схемы.

Другим направлением, рассмотренным в настоящей работе, является изучение возможности применения методов аддитивного производства (АП) для изготовления деталей и сборочных единиц ЖРД. Применение АП имеет ряд преимуществ: изготовление деталей сложной формы, которые традиционными методами получить невозможно, сокращение числа сборочных единиц, сварных и паяных соединений. Кроме того, позволяет оптимизировать производственные процессы, сократить время получения конечного изделия и снизить стоимость производства. Несмотря на некоторые ограничения (технологические, материаловедческие) на непосредственное применение АП при изготовлении деталей и изделий особо ответственного назначения, внедрение методов АП в практику производства ЖРД является актуальным направлением, которое в настоящее время интенсивно развивается [6–8].

В АО ГНЦ «Центр Келдыша» в рамках работ по обеспечению задела в разработке маршевого ЖРД первой или второй ступени ракет-носителей на компонентах топлива метан–жидкий кислород (далее — маршевый ЖРД) определены облик двигателя и параметры основных агрегатов.

В целях экспериментального подтверждения правильности выбранных решений создана модельная стендовая установка. Разработанная установка позволяет проводить огневые испытания (ОИ) для исследований рабочего процесса в камере сгорания (КС) маршевого ЖРД, так как конструктивно смесительные элементы (СЭ) модельной КС соответствуют СЭ штатной КС при соблюдении равенства расходов через один СЭ. Ответственные узлы модельной установки (смесительная головка (СГ) КС и регенеративно охлаждаемое сопло) изготовлены с использованием методов АП.

Конструкция экспериментальной стендовой установки разработана в АО ГНЦ «Центр Келдыша» с учетом особенностей новой технологии. Смесительная головка и сопло изготовлены методом селективного лазерного сплавления (СЛС), как наиболее подходящего для воспроизведения сложной внутренней структуры СГ и рубашки охлаждения сопла КС [8].

В состав установки входят следующие основные узлы:

- восстановительный газогенератор (ГГ) диаметром 50 мм с одним СЭ;
- разделительное сопло и газовод с конической частью;
- смесительная головка КС с семью одинаковыми СЭ;
- КС, состоящая из охлаждаемых водой вставки зажигания и двух цилиндров диаметром 80 мм;
- сопло, охлаждаемое водой.

Схема конструкции экспериментальной стендовой установки приведена на рис. 1.

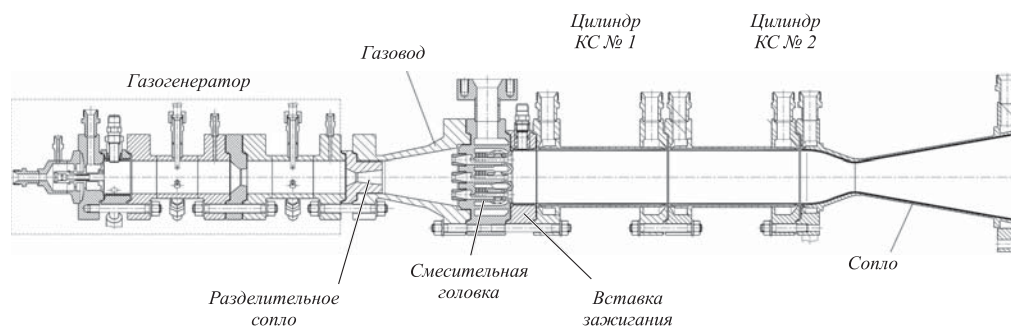


Рис. 1. Общий вид экспериментальной установки

Смесительная головка модельной КС укомплектована семью струйно-струйными СЭ. Тип двухкомпонентного СЭ КС маршевого ЖРД, его размерность, организуемые на выходе из СЭ условия взаимодействия центральной струи жидкого кислорода и коаксиальной струи генератор-

ного газа выбраны, исходя из результатов исследований, проведенных в АО ГНЦ «Центр Келдыша» [9, 10]. Отметим, что струйно-струйные СЭ для топливной пары метан-кислород рассматриваются в КБ отрасли и другими исследователями [11, 12]. При разработке конструкции СЭ маршевого ЖРД использовалось условие оптимизации взаимодействия струй окислителя и горючего на выходе из СЭ. Размеры СЭ модельной КС обеспечивают моделирование работы СЭ КС маршевого ЖРД по двум параметрам: соотношению плотностей тока газа и жидкого кислорода, а также расходу компонентов топлива через один СЭ модельной КС и маршевого ЖРД. Схема СЭ и конструкция СГ модельной КС приведены на рис. 2.

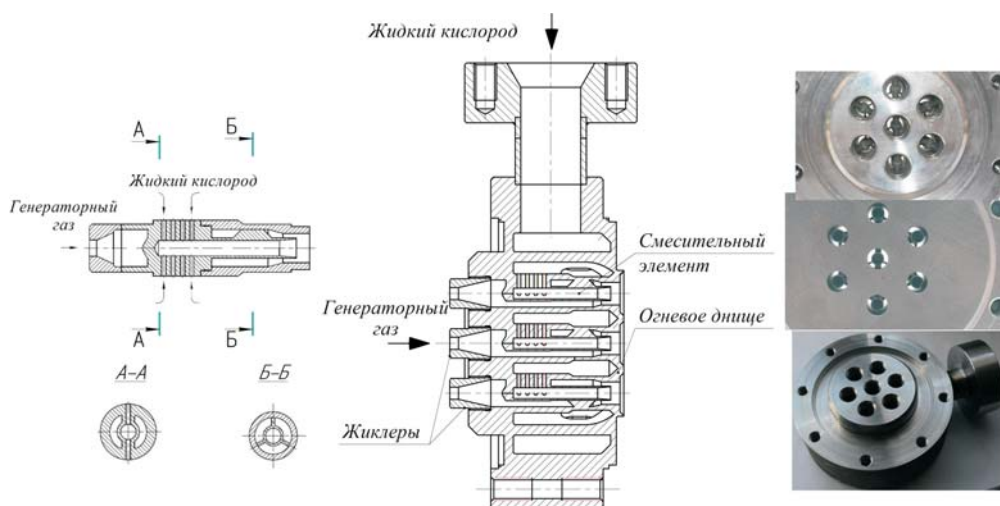


Рис. 2. Схема СЭ и СГ КС

Блок СГ КС изготовлен из сплава Инконель 718 единой деталью, жиклеры газовой части СЭ выполнены сменными.

Цилиндры КС имеют паяно-сварную конструкцию, рубашку охлаждения с фрезерованными каналами и огневую стенку из бронзы.

Сопло модельной КС представляет собой сопло Лавалья, состоящее из сужающейся части с образующей, выполненной в форме дуг двух окружностей с соединяющим их прямолинейным участком, минимального сечения и расширяющейся части в форме усеченного конуса. При проведении ОИ использовались сопла двух вариантов исполнения:

- паяно-сварной конструкции с огневой стенкой из сплава БрХ08 с фрезерованными каналами рубашки охлаждения;
- выполненное единой деталью методом СЛС из Инконеля 718 (рис. 3).

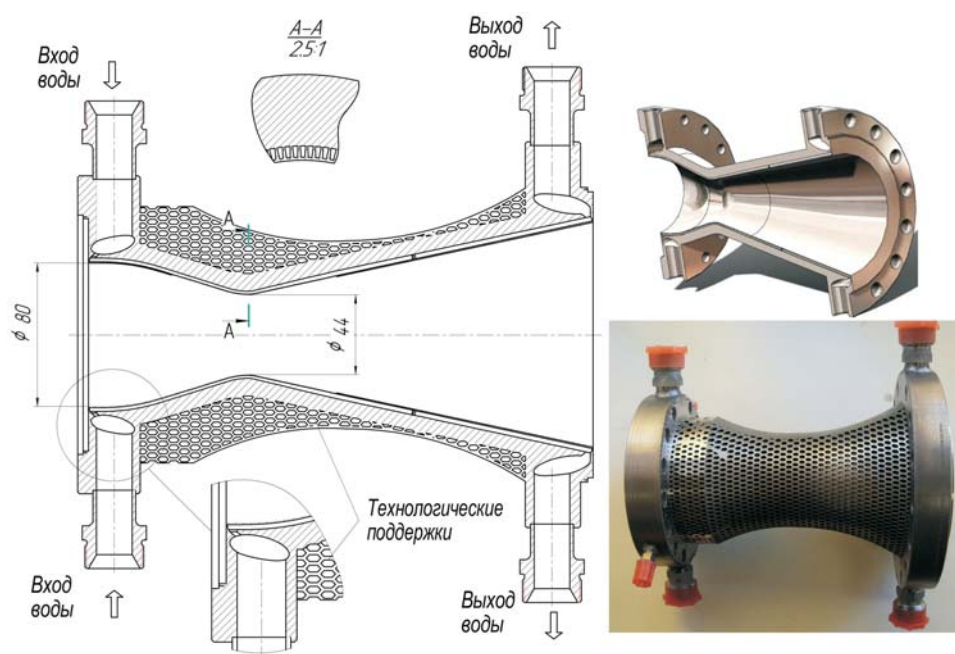


Рис. 3. Конструкция регенеративно охлаждаемого сопла из Инконеля 718

Конструкция сопла разработана с учетом особенностей изготовления методами АП и особенностей охлаждения огневой стенки из сплава Инконель 718. Технология СЛС по сравнению с фрезеровкой каналов позволяет в более широких пределах варьировать геометрические характеристики тракта охлаждения, в том числе и уменьшить толщину огневой стенки до долей миллиметра — что открывает широкие перспективы использования этого метода для создания КС ЖРД. Сплав Инконель 718 имеет низкую (по сравнению с традиционно используемыми медными сплавами) теплопроводность. В условиях высоких тепловых потоков критически важным параметром, обеспечивающим надежное охлаждение, является низкое значение теплового сопротивления основного материала огневой стенки — $(\delta/\lambda)_{ст}$, где δ — толщина; λ — теплопроводность материала стенки. Поэтому для достижения низкого значения теплового сопротивления необходимо уменьшать толщину стенки, используя преимущества аддитивной технологии.

На основе расчетов теплового состояния стенки сопла разработана конструкция сопла с прямолинейными каналами охлаждения. Ребра каналов рубашки охлаждения имеют трапециевидное сечение, с малым основанием у вершины. Число каналов и высота ребра меняются по длине сопла. Номинальный размер каналов получен по результатам тепловых

расчетов для условий надежного охлаждения сопла при проведении ОИ, для минимального сечения сопла выбрана толщина стенки 0,4 мм при ширине канала охлаждения 0,6 мм. Однако расчеты показали, что надежное охлаждение огневой стенки такого сопла при соотношении компонентов топлива (коэффициент K_m), равном 3,6, обеспечивается только при давлении в КС (P_k) до 3 МПа. Такое низкое давление не позволяет в нужной мере моделировать смесеобразование в КС маршевого ЖРД, имеющего более высокий уровень давления. Тогда на основании расчетных оценок специалистами АО ГНЦ «Центр Келдыша» предложено использовать тонкое ($\sim 30...40$ мкм) керамическое низкотеплопроводное теплозащитное покрытие (ТЗП) на основе диоксида циркония. В этом случае надежное охлаждение стенки должно обеспечиваться при более высоких значениях P_k .

По результатам расчетов надежное охлаждение сопла с ТЗП обеспечивается на режимах $K_m = 3,6$ и $P_k = 6,5$ МПа, а также при $K_m = 2,4$ (что соответствует соотношению компонентов в пристеночном слое маршевого ЖРД) и $P_k = 8$ МПа. Указанные давления позволяют изучить процесс смесеобразования в объеме, необходимом для анализа характеристик маршевого ЖРД. При этом максимальная температура стенки из Инконель 718 (на режиме $K_m = 3,6$, $P_k = 6,5$ МПа, в минимальном сечении сопла) не превышает принятого максимально допустимого значения 1073 К (согласно [13]), а температура на поверхности ТЗП не превышает 2536 К (для ZrO_2 принято максимально допустимое значение 2800 К [14]). Таким образом, система охлаждения разработанного сопла позволяет проводить модельные ОИ установки в достаточно широком диапазоне режимов работы КС.

Следует отметить некоторые важные особенности, выявленные в ходе создания узлов модельной КС с использованием АП.

1. Для малых отверстий в СЭ наблюдалось отклонение полученной формы и размера от геометрической компьютерной модели.
2. Ребра тракта охлаждения имеют трапециевидное сечение (основание шире вершины).
3. Размеры малых элементов тракта охлаждения (ребер, каналов) существенно (на 10...15 %) отличаются от исходных размеров, задаваемых геометрической компьютерной моделью.
4. Уменьшение ширины канала рубашки охлаждения до значений менее 0,6 мм может привести к их непроходимости.

5. Шероховатость поверхностей тракта охлаждения получается в $\sim 3,5$ раза больше, чем при традиционной механической обработке. Это приводит к существенному росту гидравлического сопротивления.

Поскольку априори рассчитать с достаточной точностью гидравлическое сопротивление каналов рубашки охлаждения сопла, имеющих характерную для СЛС шероховатость, не представлялось возможным, конструкцию рубашки охлаждения сопла корректировали на основе экспериментальных данных. Проведены проливки водой технологических деталей — модельных участков тракта охлаждения (имитаторов рубашки охлаждения, выполненных на том же оборудовании) с последующей корректировкой конструкторской документации. В окончательном варианте конструкции за счет снижения числа ребер, увеличения высоты каналов при постоянной толщине огневой стенки удалось добиться требуемого перепада давления и скорости охладителя в каналах рубашки охлаждения.

Для изготовления блока СГ выполнен значительный объем работ по оптимизации конструкции единичного СЭ в целях обеспечения необходимых перепадов давления компонентов топлива и подтверждения воспроизводимости размеров. Оптимизация конструкции СЭ проведена на основе результатов автономных продувок и проливок отдельных единичных СЭ, изготовленных по той же технологии. Окончательный вариант СЭ имел необходимые характеристики как в автономном исполнении, так и в составе блока СГ, что также подтверждено экспериментально.

Огневые испытания экспериментальной стендовой установки. На стенде АО ГНЦ «Центр Келдыша» выполнено шесть зачетных ОИ стендовой установки. Внешний вид модельной установки приведен на рис. 4.

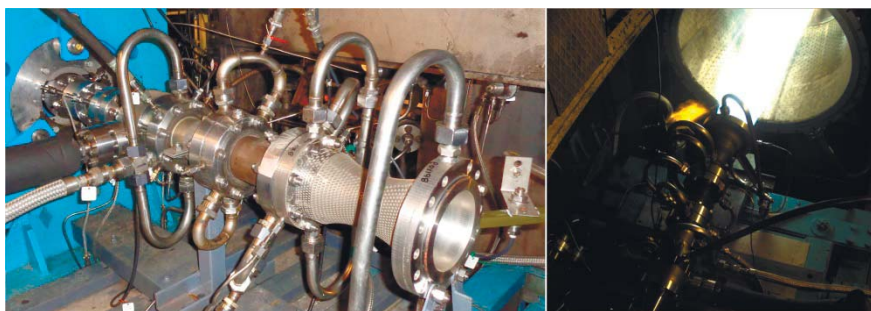


Рис. 4. Модельная установка на рабочем месте стенда

В условиях ОИ проверена работоспособность конструкции СГ КС и охлаждаемого сопла, выполненных с использованием АП, а также проведена оценка совершенства процесса смесеобразования разработанных СЭ.

Испытания проводились с переключением по режиму работы для набора статистических данных. Установка выходила на пусковой режим работы (~ 50 % номинального расхода), затем осуществлялся переход на первый и второй основные режимы. На рис. 5 приведено соответствующее изменение давления в экспериментальной установке, где $P_{ГГ}$ — давление в ГГ, $P_{КС}$ — давление в КС.

Диапазон рабочих параметров экспериментальной установки

Расход, кг/с:

жидкого кислорода через ГГ	0,12–0,41
жидкого кислорода через КС	0,85–4,18
метана	0,49–1,25

Соотношение компонентов:

в ГГ	0,19–0,42
в КС	1,5–4,02

Давление, МПа:

в ГГ	3,6–9,9
в КС	1,3–6,1

Температура генераторного газа, °С

Число режимов на одном испытании

Длительность испытаний, с

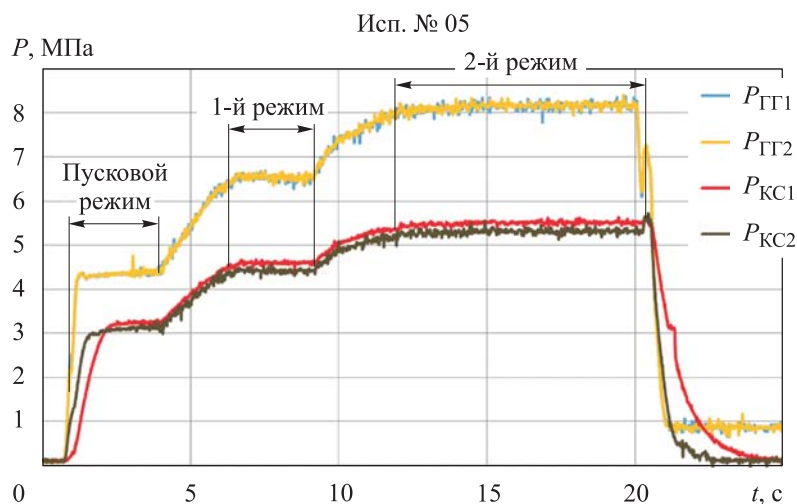


Рис. 5. Изменение давления в экспериментальной установке при проведении испытания с двумя основными режимами работы

Все ОИ проводились с соплом паяно-сварной конструкции, кроме испытания № 07, которое выполнено с соплом из Инконеля 718. При формировании задания на испытание № 07 учитывалось, что к началу испыта-

ний на огневую стенку не удалось нанести ТЗП, а согласно результатам тепловых расчетов, температура на стенке сопла из Инконеля 718 без ТЗП превысит критическую при проведении ОИ на номинальном режиме работы. Было решено проводить ОИ № 07 при расходе воды охлаждения сопла 6,4 кг/с и пониженном режиме работы КС: при $K_m = 2,1$, давлении 3,2 МПа. Осмотр после испытания не выявил на поверхности огневой стенки сопла следов оплавления и эрозии, не обнаружено и участков перегрева.

Анализ результатов испытаний модельной КС. Проведение программы испытаний сопровождалось анализом теплового состояния конструкции модельной КС в условиях ОИ. Охлаждение КС осуществлялось водой высокого давления по трем автономным линиям: первый расход (~ 1,7 кг/с) охлаждал вставку зажигания, второй расход (~ 5,5 кг/с) сначала охлаждал цилиндр № 1, а затем и цилиндр № 2, третий расход охлаждал сопло (см. рис. 1). В сопло паяно-сварной конструкции вода подводится в районе минимального сечения, затем делится на два потока: одна часть сбрасывается из коллектора со стороны КС, другая — из коллектора со стороны среза сопла. В сопло из Инконеля 718 вода подается в коллектор со стороны КС и сбрасывается из коллектора со стороны среза сопла.

Главным параметром, определяющим достаточность охлаждения КС, является уровень температур огневой стенки. Поскольку прямое измерение температур огневой стенки представляет значительные трудности, основным способом получения данных о температурах огневой стенки является расчет охлаждения. В свою очередь, необходимым условием получения корректных расчетных температур огневой стенки является согласование расчетного и экспериментального разогрева охладителя, так как разогрев охладителя напрямую связан с уровнем теплового потока от продуктов сгорания в стенку. Расчет охлаждения элементов КС выполнен по стандартным методикам (см. гл. 6 в [9]). Единственное изменение, внесенное в стандартную методику, — использование для расчета коэффициента теплоотдачи в охладитель формулы Иевлева — Богина, как наиболее подходящей для больших температурных напоров при использовании несжимаемого охладителя с существенно докритическим давлением:

$$Nu = 0,023 Re^{0,8} Pr^{0,4},$$

а также формулы для определяющей температуры

$$T_{опр} = (T_{охл} + T_{ст}) / 2.$$

При проведении расчетов охлаждения принималось, что соотношение компонентов топлива в пристеночном слое постоянно и равно среднему по СГ значению. Результаты расчетов и соответствующие экспериментальные данные приведены в табл. 1.

Как следует из приведенных данных, для входной части сопла, включая минимальное сечение, согласование расчетных и экспериментальных разогревов очень хорошее, для выходной части сопла расхождение составляет в среднем 15 %, а на цилиндрической части КС расчетный разогрев превышает экспериментальный почти в 1,5 раза. Существенное расхождение расчетных и экспериментальных разогревов (и, соответственно, плотности теплового потока) в цилиндрической части может быть связано с особенностями развития рабочего процесса в начальной части КС, так как расчет охлаждения проводился в предположении о постоянном соотношении компонентов топлива, равном среднему по СГ. На рис. 6 на цилиндре № 1 видны следы азимутальной неоднородности соотношения компонентов топлива возле стенки: темные сажевые полосы свидетельствуют о присутствии в этих областях практически только генераторного газа, светлые полосы — области с более высоким K_m . Очевидно, что в темных областях тепловой поток должен быть весьма низким — поэтому и экспериментальный разогрев охладителя на цилиндре № 1 должен быть существенно ниже, чем расчетный. На цилиндре № 2 темные полосы практически отсутствуют, что свидетельствует о достаточно однородном составе потока продуктов сгорания.

Для проверки этого предположения на ОИ цилиндров № 7 и 8 выполнен дополнительный замер температуры охладителя между цилиндрами. Приведенные в табл. 1 данные подтверждают сделанное предположение, так как экспериментальный разогрев на цилиндре № 1 существенно меньше, чем на цилиндре № 2. Разогрев на цилиндре № 2 близок к расчетному — поскольку соотношение компонентов возле огневой поверхности стенки на большей части этого цилиндра примерно равно среднему по головке. Испытания модельной КС с соплом паяно-сварной конструкции подтвердили достаточную точность существующих методов расчета охлаждения для кислородно-метановой КС и позволили более достоверно прогнозировать тепловое состояние сопла, изготовленного методами АП, и перейти к его ОИ в составе модельной установки.

Расчет теплового состояния сопла, выполненного с использованием методов АП, проводился аналогично расчетам, рассмотренным ранее, однако имел некоторые особенности. Как было отмечено, размеры получаемого

Таблица 1

Расчетные и экспериментальные параметры испытаний

Номер ОИ, режим	K_m	$P_{кз}$ МПа	$G_{оxp}$, кг/с			$\Delta T_{оxp}$, К					
						Эксперимент			Расчет		
						Цилиндры	Входная часть сопла	Выходная часть сопла	Цилиндры	Входная часть сопла	Выходная часть сопла
№03	2,3	1,5	5,5	4,76	2,38	23	7	11	31,4	7	16,4
№04, II	2,37	4,03	5,47	4,76	2,37	54	16,7	37	65	15,1	36,8
№05, I	3,09	4,58	5,48	4,76	2,37	60,5	21	50	91,2	21,4	52,7
№05, II	3,39	5,52	5,46	4,76	2,37	73	26,4	58	113,5	26,9	66,6
№06, II	3,88	5,68	5,44	4,72	2,38	78,1	30	68,1	130,5	31	78,4
№07, II	2,1	3,27	6	6,4		$\Delta T_{н1} + \Delta T_{н2} =$ $= 14,6 + 26 =$ $= 40,6$	-	21,6	$\Delta T_{н1} + \Delta T_{н2} =$ $= 24,8 + 21 =$ $= 45,8$	-	18
№08, II	3,68	6,1	5,4	4,73	2,37	$\Delta T_{н1} + \Delta T_{н2} =$ $= 31,7 + 52,6 =$ $= 84,3$	29,7	72,4	$\Delta T_{н1} + \Delta T_{н2} =$ $= 72 + 60 =$ $= 132$	31,5	77,6

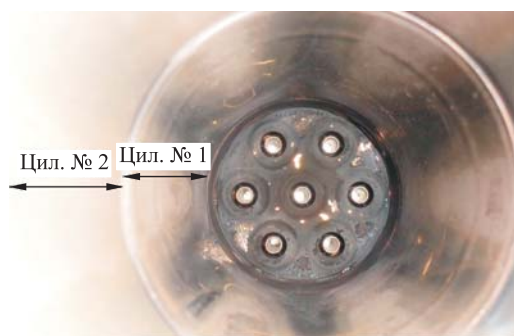


Рис. 6. Вид на цилиндры КС со стороны сопла

по аддитивной технологии тракта охлаждения (на 10...15 %) отличаются от исходных размеров электронной модели, задаваемых в программе печати на 3D-принтере, поэтому для каналов рубашки охлаждения принимались следующие корректирующие коэффициенты:

- толщина ребра по нормали к оси канала на половине его высоты увеличивалась на 14,6 %;

- высота ребра по нормали к огневой поверхности уменьшалась на 9 %;

- толщина стенки по нормали к огневой поверхности принята по электронной модели.

Эти значения получены согласно измерениям одного сечения технологического экземпляра сопла, изготовленного на том же оборудовании, и были распространены на весь тракт охлаждения следующим образом: за основу принимались размеры, задаваемые в программу печати на 3D-принтере, а затем эти размеры умножались на соответствующие коэффициенты. Этот прием обоснован сопоставлением результатов гидравлических расчетов и автономных проливок сопел (технологических и стендового варианта), изготовленных методом СЛС. Для стендового сопла результаты гидравлического расчета, выполненного с использованием подобранной эквивалентной гидравлической шероховатостью стенок каналов (0,072 мм) и размерами, скорректированными с использованием приведенных ранее коэффициентов, показали хорошее согласование с результатами проливок (расхождение менее 10 %). Следует также отметить, что интенсификация теплоотдачи в охладитель из-за повышенной шероховатости поверхностей тракта охлаждения не учитывалась.

Результаты расчета охлаждения на основном режиме ОИ цилиндра № 7 приведены в табл. 1. Отметим, что расчетный разогрев меньше экспериментального, в то время как при испытаниях установки с соплом с огне-

вой стенкой из БрХ08 суммарный расчетный разогрев был больше экспериментального. Предварительно это можно объяснить интенсификацией теплоотдачи от продуктов сгорания из-за высокой шероховатости огневой поверхности сопла, изготовленного по аддитивной технологии, однако это должно быть подтверждено проявлением этого эффекта на статистически значимом числе испытаний сопел, изготовленных СЛС. Расчет теплового состояния стенки сопла для условий ОИ показал, что достигнутая максимальная температура огневой стенки не превышает 840 К при принятой (для Инконеля 718) допустимой температуре ~ 1073 К. Малотеплонапряженное состояние огневой стенки подтверждается и хорошим состоянием сопла после ОИ.

Одной из задач выполненной работы был анализ параметров экономичности модельной КС, так как масштаб и конфигурация СЭ обеспечивали моделирование СЭ КС маршевого ЖРД. Данные по экономичности также представляются актуальными, так как рабочий процесс в модельной КС был организован СГ, изготовленной с применением АП.

Каждое испытание модельной КС обрабатывалось на двух режимах (ОИ № 04–№ 06, ОИ № 08), ОИ № 07 не включалось в число представительных для определения параметров экономичности. Для анализа параметров экономичности вычисляли:

- экспериментальные значения характеристической скорости ($C_{\text{эксп}}$);
- экспериментальные значения характеристической скорости с учетом поправки на изменение энтальпии продуктов сгорания, определяемой интенсивным теплосъемом водой охлаждения ($C_{\text{эксп}}^{**}$);
- расчетные значения характеристической скорости, определяемой термодинамическим расчетом [15] при параметрах состояния компонентов топлива на входе в магистрали экспериментальной установки ($C_{\text{расч}}$);
- расчетное значение коэффициента КС (φ_K).

Результаты расчета параметров экономичности модельной КС приведены в табл. 2. Необходимо также добавить, что дополнительные мероприятия, которые целесообразно ввести при продолжении работы (например, введение решетки в газовод СГ, калибровка газовых жиклеров и др.), увеличат равномерность распределения потока ГГ по СГ и позволят, по оценкам авторов, увеличить значение φ_K на 1...2 %.

В результате анализа полученных данных выявлено следующее:

- в рассматриваемом диапазоне K_m значения $C_{\text{эксп}}$ и φ_K изменяются в соответствии с термодинамическими свойствами продуктов сгорания топлива и структурой неоднородного потока;

– выбранная длина КС достаточна для организации рабочего процесса в КС кислородно-метанового ЖРД с рассмотренными газо-жидкостными СЭ;

– крупномасштабные СЭ модельной КС позволяют обеспечить достаточно высокий уровень совершенства рабочего процесса (значение φ_k до 0,97).

Таблица 2

Параметры экономичности модельной КС

Параметр	Номер испытания, режим						
	№ 04, II	№ 05, I	№ 05, II	№ 06, I	№ 06, II	№ 08, I	№ 08, II
K_m	2,37	3,10	3,39	3,8	3,88	4,22	3,68
Расход топлива через СЭ, кг/с	0,568	0,618	0,748	0,644	0,785	0,748	0,835
$C_{\text{эксп}}$, М/с	176,9	177,8	177	172,9	173,7	170,1	175,6
$C_{\text{эксп}}^{**}$, М/с	180,5	181,1	182,2	175,9	178,8	173,3	180,7
$C_{\text{расч}}$, М/с	190,8	190,9	188,9	184,9	184,2	181,1	186,1
φ_k	0,946	0,959	0,965	0,951	0,971	0,957	0,971

Изготовленные с использованием аддитивных технологий СЭ позволяют достаточно качественно моделировать рабочий процесс в КС маршевых ЖРД на компонентах топлива метан–жидкий кислород. Конструкция СГ, выполненной методом СЛС, показала достаточную стойкость в условиях ОИ — осмотр огневого днища СГ и СЭ после испытаний подгаров и оплавов не выявил.

Заключение. Выполнены ОИ стендовой установки в целях моделирования рабочего процесса в КС маршевого ЖРД первой, второй ступени ракет-носителей на компонентах топлива метан–кислород с дожиганием восстановительного генераторного газа. Ключевые элементы модельной стендовой установки — СГ и регенеративно охлаждаемое сопло изготовлены с применением методов АП. Для повышения стойкости сопла из сплава Инконель 718 в условиях работы КС ЖРД предложено наносить на огневую стенку теплозащитное покрытие.

Проведенные испытания показали надежную работу экспериментальной установки, что подтверждает правильность выбранных конструктивных и технологических решений. Впервые в отечественной практике получен опыт создания с использованием аддитивной технологии наиболее

теплонапряженного узла камеры — сопла с минимальным сечением и продемонстрирована его работоспособность в условиях ОИ.

С использованием полученных экспериментальных данных выполнен:

– анализ теплового состояния экспериментальной КС. Выявлены некоторые особенности теплообмена и гидравлики в сопле, выполненном СЛС, и подтверждена достаточная точность существующих методов расчета охлаждения применительно к такому соплу, что позволит повысить достоверность проекторочных расчетов КС маршевых ЖРД в случае изготовления их методами АП;

– анализ параметров совершенства рабочего процесса в модельной КС. Показано, что для варианта СГ с крупномасштабными СЭ, соответствующими маршевому ЖРД, значение коэффициента КС составляет 0,97, что соответствует достигнутому уровню совершенства рабочего процесса. Экспериментально показана возможность создания методами АП СГ с СЭ, соответствующими маршевому ЖРД на компонентах метан–кислород, и ее стойкость в условиях ОИ.

Наиболее целесообразными являются следующие направления продолжения работ:

– расширение экспериментальных данных по смесеобразованию в КС ЖРД на компонентах метан–кислород;

– обработка технологии нанесения ТЗП на сопло, выполненное СЛС, и экспериментальное подтверждение его стойкости в составе КС;

– разработка конструкции узлов ЖРД, созданных с применением АП (цилиндров КС, ГГ, газоведа), и их испытания в составе стендовой установки;

– разработка рекомендаций по созданию деталей и узлов ЖРД с использованием перспективных технологий.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Burkhardt H., Sippel M., Herbertz A., et al. Comparative study of kerosene and methane propellant engines for reusable liquid booster stages. *4th Int. Conf. Launcher Technol. Space Launcher Liquid Propulsion*. Liège, Belgium, 2002.

URL: <https://fliphtml5.com/aeld/nqsl/basic> (дата обращения: 16.04.2021).

[2] Белоусов И.И., Фомин В.М., Голубятник В.В. и др. Подтверждение концепции многофазового жидкостного ракетного двигателя на компонентах топлива сжиженный природный газ и кислород. *Вестник Воронежского государственного технического университета*, 2013, т. 9, № 4, с. 42–45.

[3] Булгаков Д.Г., Гусев В.Н., Клепиков И.А. Выбор принципиальной схемы кислородно-метановых ЖРД первой ступени для перспективных ракет-носителей. *Труды НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко*, 2016, № 33, с. 270–280.

- [4] Космачева В.П., Макаревич А.Н., Рубинский В.Р. и др. Исследование эффективности рабочего процесса и охлаждения в модельной камере, работающей на жидком кислороде и сжиженном природном газе. В: Научно-технический юбилейный сборник КБ химавтоматики. Т. 2. Воронеж, Кварта, 2012, с. 32–38.
- [5] Battista F., Ricci D., Ferraiuolo M., et al. The HYPROB LOX-LCH₄ Demonstrator: status of the manufacturing and experimental activities. *7th EUCASS*, 2017. DOI: <https://doi.org/10.13009/EUCASS2017-360>
- [6] Soller S., Behr R., Beyer S., et al. Design and testing of liquid propellant injectors for additive manufacturing. *7th EUCASS*, 2017. DOI: <https://doi.org/10.13009/EUCASS2017-306>
- [7] Артемов А.Л., Дядченко В.Ю., Лукьяшко А.В. и др. Отработка конструктивных и технологических решений для изготовления опытных образцов внутренней оболочки камеры сгорания многофункционального жидкостного ракетного двигателя с использованием аддитивных технологий. *Космическая техника и технологии*, 2017, № 1, с. 50–62.
- [8] Gradl P., Greene S.E., Protz C., et al. Additive manufacturing of liquid rocket engine combustion devices: a summary of process developments and hot-fire testing results. *54th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, 2018. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2018-4625>
- [9] Коротеев А.С., ред. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование. М., Машиностроение, 2008.
- [10] Kalmykov G.P., Larionov A.A., Sidlerov D.A., et al. Numerical simulation and investigation of working process features in high-duty combustion chambers. *J. Engin. Thermophys.*, 2008, vol. 17, no. 3, pp. 196–217. DOI: <https://doi.org/10.1134/S1810232808030053>
- [11] Рубинский В.Р., Хрисанфов С.П., Климов В.Ю. и др. Математическое моделирование и экспериментальные исследования горения кислородно-метанового топлива при соосно-струйной подаче в камеру сгорания ЖРД. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2010, № 1, с. 54–55.
- [12] Lux J., Haidn O. Flame stabilization in high-pressure liquid oxygen/methane rocket engine combustion. *J. Propul. Power*, 2009, vol. 25, no. 1. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.36852>
- [13] Грязнов М.Ю., Шотин С.В., Чувильдеев В.Н. Физико-механические свойства и структура сплава Inconel 718, полученного по технологии послойного лазерного сплавления. *Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского*, 2014, № 4-1, с. 46–51.
- [14] Кошлаков В.В., Губертов А.М., Полянский М.Н. и др. Теплозащитное покрытие. Патент РФ 2675005. Заявл. 05.10.2017, опубл. 14.12.2018.
- [15] Трусов Б.Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах. М., МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1997.

Мосолов Сергей Владимирович — канд. физ.-мат. наук, начальник отделения жидкостных ракетных двигателей АО ГНЦ «Центр Келдыша» (Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8).

Лозино-Лозинская Ирина Глебовна — канд. техн. наук, главный специалист отделения жидкостных ракетных двигателей АО ГНЦ «Центр Келдыша» (Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8).

Позвонков Дмитрий Михайлович — канд. техн. наук, старший научный сотрудник отделения жидкостных ракетных двигателей АО ГНЦ «Центр Келдыша» (Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8).

Слесарев Денис Федорович — ведущий инженер отделения жидкостных ракетных двигателей АО ГНЦ «Центр Келдыша» (Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Мосолов С.В., Лозино-Лозинская И.Г., Позвонков Д.М. и др. Результаты испытаний модельной кислородно-метановой камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя, созданной с использованием методов аддитивного производства. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2021, № 3 (138), с. 60–79. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-3-60-79>

**TEST RESULTS OF A MODEL ADDITIVELY MANUFACTURED
OXYGEN-METHANE COMBUSTION CHAMBER
OF A LIQUID ROCKET ENGINE**

S.V. Mosolov

I.G. Lozino-Lozinskaya

D.M. Pozvonkov

D.F. Slesarev

kerc@elnet.msk.ru

JSC SSC “Center Keldysh”, Moscow, Russian Federation

Abstract

The paper focuses on an experimental unit developed for modeling combustion characteristics in a model oxygen-methane combustion chamber of a liquid rocket engine. The key components of the unit, i.e., the mixing head of the combustion chamber and the regeneratively cooled nozzle, were manufactured using advanced methods of additive manufacturing. The paper emphasizes the specific character of the combustion chamber components made with the use of additive technology and introduces hot-fire test results of the model combustion chamber as part of the experimental unit. The study shows the durability of the mixing head and combustion chamber nozzle under hot-fire test conditions, as well as the reliable operation of the experimental unit as a

Keywords

Liquid rocket engine, combustion chamber, methane, additive manufacturing, hot-fire testing

whole, which confirms the selected design and technological solutions. Within the study, we analyzed the cooling system of the experimental unit for the test conditions, estimated the thermal state of the nozzle, with account for the features of the additively manufactured cooling path. To increase the cooling system's reliability and expand the combustion chamber pressure application, it is recommended to apply a heat-shielding coating on the firewall of the nozzle. Using new experimental data, we analyzed the parameters of improving the efficiency of the model combustion chamber with the additively manufactured components and corresponding in scale and consumption characteristics to the combustion chamber of the liquid rocket engine

Received 02.12.2020

Accepted 30.12.2020

© Author(s), 2021

REFERENCES

- [1] Burkhardt H., Sippel M., Herbertz A., et al. Comparative study of kerosene and methane propellant engines for reusable liquid booster stages. *4th Int. Conf. Launcher Technol. Space Launcher Liquid Propulsion*. Liège, Belgium, 2002. Available at: <https://fliphtml5.com/aeld/nqsl/basic> (accessed: 16.04.2021).
- [2] Belousov I.I., Fomin V.M., Golubyatnik V.V., et al. Confirmation conception liquid rocket engine on component fuel liquefied natural gas and oxygen. *Vestnik Voronezhskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta* [Bulletin of Voronezh State Technical University], 2013, vol. 9, no. 4, pp. 42–45 (in Russ.).
- [3] Bulgakov D.G., Gusev V.N., Klepikov I.A. Choice of concept of oxygen-methane liquid rocket engine of first stage for advanced launch vehicles. *Trudy NPO Energomash imeni akademika V.P. Glushko* [Proceedings of NPO Energomash named after Academician V.P. Glushko], 2016, no. 33, pp. 270–280 (in Russ.).
- [4] Kosmacheva V.P., Makarevich A.N., Rubinskiy V.R., et al. Issledovanie effektivnosti rabocheho protsessa i okhlazhdeniya v model'noy kamere, rabotayushchey na zhidkom kislorode i szhizhennom prirodnom gaze [Study on operating process and cooling efficiency in model chamber working on liquid oxygen and liquified natural gas]. V: Nauchno-tekhnicheskii yubileynyy sbornik KB khimavtomatiki. T. 2 [In: Scientific-technical jubilee volume of Chemical automatics design bureau. Vol. 2]. Voronezh, Kvarta Publ., 2012, pp. 32–38 (in Russ.).
- [5] Battista F., Ricci D., Ferraiuolo M., et al. The HYPROB LOX-LCH₄ Demonstrator: status of the manufacturing and experimental activities. *7th EUCASS*, 2017. DOI: <http://doi.org/10.13009/EUCASS2017-360>
- [6] Soller S., Behr R., Beyer S., et al. Design and testing of liquid propellant injectors for additive manufacturing. *7th EUCASS*, 2017. DOI: <http://doi.org/10.13009/EUCASS2017-306>

- [7] Artemov A.L., Dyadchenko V.Yu., Luk'yashko A.V., et al. Development of design and technology solutions for additive manufacturing of prototype inner lining for combustion chamber of multifunctional liquid-propellant rocket engine. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2017, no. 1, pp. 50–62 (in Russ.).
- [8] Gradl P., Greene S.E., Protz C., et al. Additive manufacturing of liquid rocket engine combustion devices: a summary of process developments and hot-fire testing results. *54th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, 2018.
DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2018-4625>
- [9] Koroteev A.S., ed. *Rabochie protsessy v zhidkostnom raketnom dvigatele i ikh modelirovanie* [Working processes in liquid rocket engine and their simulation]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008.
- [10] Kalmykov G.P., Larionov A.A., Sidlerov D.A., et al. Numerical simulation and investigation of working process features in high-duty combustion chambers. *J. Engin. Thermophys.*, 2008, vol. 17, no. 3, pp. 196–217. DOI: <https://doi.org/10.1134/S1810232808030053>
- [11] Rubinskiy V.R., Khrisanfov S.P., Klimov V.Yu., et al. Mathematical modeling and experimental investigations of oxygen-methane fuel combustion at coaxial-jet supply into the combustion chamber of liquid-propellant rocket engine. *Russ. Aeronaut.*, 2010, vol. 53, no. 1, pp. 81–86. DOI: <https://doi.org/10.3103/S1068799810010149>
- [12] Lux J., Haidn O. Flame stabilization in high-pressure liquid oxygen/methane rocket engine combustion. *J. Propul. Power*, 2009, vol. 25, no. 1.
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.36852>
- [13] Gryaznov M.Yu., Shotin S.V., Chuviľdeev V.N. Physico-mechanical properties and structure of Inconel 718 alloy obtained by selective laser melting technology. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N.I. Lobachevskogo* [Vestnik of Lobachevsky University of Nizhny Novgorod], 2014, no. 4-1, pp. 46–51 (in Russ.).
- [14] Koshlakov V.V., Gubertov A.M., Polyanskiy M.N., et al. Teplozashchitnoe pokrytie [Heat protective coating]. Patent RU 2675005. Appl. 05.10.2017, publ. 14.12.2018 (in Russ.).
- [15] Trusov B.G. *Modelirovanie khimicheskikh i fazovykh ravnovesiy pri vysokikh temperaturakh* [Modelling of chemical and phase equilibrium at high temperatures]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 1997.

Mosolov S.V. — Cand. Sc. (Phys.-Math.), Head of the Department of Liquid Rocket Engines, JSC SSC “Center Keldysh” (Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation).

Lozino-Lozinskaya I.G. — Cand. Sc. (Eng.), Chief Specialist, Department of Liquid Rocket Engines, JSC SSC “Center Keldysh” (Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation).

Pozvonkov D.M. — Cand. Sc. (Eng.), Senior Research Fellow, Department of Liquid Rocket Engines, JSC SSC “Center Keldysh” (Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation).

Slesarev D.F. — Lead Engineer, Department of Liquid Rocket Engines, JSC SSC “Center Keldysh” (Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Mosolov S.V., Lozino-Lozinskaya I.G., Pozvonkov D.M., et al. Test results of a model additively manufactured oxygen-methane combustion chamber of a liquid rocket engine. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2021, no. 3 (138), pp. 60–79 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-3-60-79>

В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышел в свет учебник
под ред. **А.М. Архарова, В.Н. Афанасьева**
«Теплотехника»



Рассмотрены основы термодинамики и теории теплообмена, топливо и его горение, схемы и элементы расчета котлов, промышленных печей, паро- и газотурбинных, когенерационных и микрогазотурбинных установок, газоперекачивающих станций магистральных газопроводов, поршневых двигателей внутреннего и внешнего сгорания, ракетных, ракетно-прямоточных и авиационных двигателей, холодильных установок, компрессоров и вакуумных насосов, атомных и плазменных энергоустановок. Приведены расчеты систем отопления, вентиляции и кондиционирования воздуха. Включены разделы, касающиеся космических энергоустановок, теплообменных аппаратов, гидромашин, фотонных энергосистем, криогенных систем для ожижения газов, разделения воздуха, получения неона, криптона и ксенона, а также систем регулирования. Большое внимание в книге уделено вопросам экологии, защиты окружающей среды и возобновляемым источникам энергии.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, корп. 1

+7 (499) 263-60-45

press@bmstu.ru

<https://bmstu.press>