

Разработка макета аддитивной камеры жидкостного ракетного двигателя со штыревым соплом и способов нанесения меди на внешнюю сторону. Проведение огневых испытаний

Рассматриваются жидкостные ракетные двигатели со штыревым соплом как перспективное направление развития аэрокосмической техники. Представлены результаты исследования макета камеры сгорания, изготовленной с применением аддитивных технологий. Проведен сравнительный анализ двух способов нанесения теплопроводящего медного покрытия на внешнюю поверхность корпуса камеры – дуговой наплавки в среде аргона и гальванического осаждения в кислотном электролите. Экспериментально установлено, что формирование медного покрытия обеспечивает возможность повышения допустимой температуры огневой стенки. Данное техническое решение позволяет оптимизировать соотношение компонентов топлива и реализовать рост удельного импульса двигателя на 15–20 % по сравнению с исходной конструкцией.

**Ю.Е. КАПЕЛЮШИН,
А.О. ШУЛЬЦ,
В.Л. САЛИЧ,
Е.А. МИХАЙЛОВ**
(ЮУрГУ, Челябинск)
mikhailovea@susu.ru

Макет камеры жидкостного ракетного двигателя, штыревое сопло, аддитивные технологии, медное покрытие, огневые испытания

Двигательные установки со штыревым соплом рассматриваются как перспективное направление развития аэрокосмической техники, поскольку способны сохранять высокую аэродинамическую эффективность в широком диапазоне высот при изменяющемся атмосферном давлении [1]. Применение жидкостных ракетных двигателей со штыревым соплом открывает дополнительные возможности для ракетно-космической отрасли, в частности при создании одноступенчатых многоразовых ракет-носителей, благодаря способности таких двигателей к самоадаптации на различных высотах полета [2, 3]. Кроме того, двигательные установки со штыревым соплом при использовании нескольких камер сгорания обеспечивают возможность управления вектором тяги за счет дросселирования отдельных камер [3–5]. На современном этапе разработка подобных систем стала возможной благодаря развитию аддитивных технологий, позволяющих изготавливать конструкции сложной геометрии с уменьшенным числом элементов и применением разнородных материалов [2, 6, 7]. В качестве конструкционных материалов рассматриваются, в частности, никелевые жаропрочные сплавы, сплавы типа инконель, а также керамические материалы [6, 8, 9].

Одним из подходов к исследованию данного класса двигателей является разработка макетов камер и демонстраторов [10], включая их использование при стендовых испытаниях в наземных условиях [11, 12]. Макет камеры жидкостного ракетного двигателя со штыревым соплом является наиболее теплонапряженным элементом конструкции. Температура в камере достигает 3500 К, что обуславливает необходимость интенсивного отвода тепла от конструкционного материала [13]. В отличие от двигателей большой тяги, в демонстраторах не всегда реализуется регенеративное охлаждение, предусматривающее охлаждение стенок за счет прокачивания одного или двух компонентов топлива в межстенном пространстве. Это, как правило, связано с режимом работы демонстратора, который носит импульсный характер и сопровождается периодической подачей компонентов топлива. В связи с этим в ряде случаев в качестве материалов камер жидкостного ракетного двигателя со штыревым соплом используются жаропрочные сплавы как с внутренним теплозащитным покрытием, так и без него [14].

При применении жаропрочных сплавов с высоким содержанием никеля и других тугоплавких металлов возникает проблема локального перегрева стенки. В наиболее теплонапряженном участке, соответствующем критическому сечению сопла, температура может достигать значений, близких к температуре плавления материала, либо превышать ее. При этом эффективный отвод избыточного тепла в менее нагруженные зоны камеры затруднен вследствие низкой теплопроводности материала, составляющей порядка 11–18 Вт/(м·К).

В то же время использование более тугоплавких сплавов, в частности, на основе ниобия, существенно ограничено их высокой стоимостью, а также технологической сложностью нанесения защитных покрытий.

В исследуемой камере реализована схема организации рабочего процесса, предложенная ранее [15, 16]. Учитывая назначение камеры, использовать в качестве материала камеры дорогостоящий жаростойкий сплав [15, 16] экономически нецелесообразно. В связи с использованием сплава 12Х18Н10Т возникла необходимость снижения соотношения компонентов топлива для обеспечения удовлетворительного теплового состояния огневой стенки при применении внутреннего завесного охлаждения горючим.

Цель проводимых исследований – изучение влияния медного теплопередающего покрытия на внешней поверхности макета камеры жидкостного ракетного двигателя со штыревым соплом на его эффективность и энергетические характеристики.

Решаются задачи разработки конструкции демонстрационного макета камеры с учетом технологии 3D-печати, изготовления макета камеры по технологии 3D-печати. Исследуются способы нанесения меди на внешнюю сторону макета, проводятся огневые испытания макета камеры.

Для разработки макета камеры был выполнен расчет геометрических параметров. Изготовление макета осуществлялось с применением аддитивных технологий, преимущество которых заключается в возможности формирования поверхностей со сложной геометрией. Возможно оптимизировать рисунок, толщину и форму наружных ребер.

Конструкция макета камеры приведена на рис. 1, а. Общий вид макета камеры с покрытием представлен на рис. 1, б.

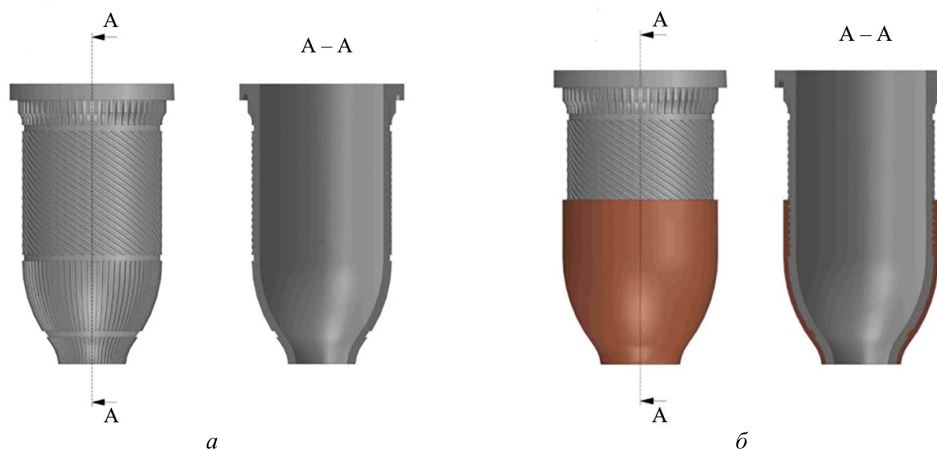


Рис. 1

Особенностью полученного аддитивным методом макета камеры является формирование развитой площади внешней поверхности. В конструкции применены как прямые ребра, так и витые. При проектировании внешних ребер предусматривалась, в том числе, возможность эффективного нанесения на них медного покрытия, что должно существенно интенсифицировать процесс охлаждения. При проектировании макета камеры не проводились работы по оптимизации рисунка, формы и толщин внешних ребер.

На рис. 2 представлена схема макета камеры с выращенной основой из жаропрочной стали с внутренней полостью, образованной из ребер и каналов. Каналы заполнялись жидкой медью. Отверстие, через которое осуществлялась заливка меди, впоследствии заваривалось. В данном случае при нагреве корпуса продуктами сгорания температура меди может достигать значения, близкого к температуре ее плавления (1085 °С). Применение данного подхода потенциально позволяет повысить температуру стенки и, как следствие, увеличить удельный импульс макета камеры жидкостного ракетного двигателя со штыревым соплом.

Макет камеры соединялся с форсуночной головкой. Головка макета двигателя представляет собой сварную конструкцию из деталей, изготовленных на металлообрабатывающем оборудовании. В головке имеется форкамера для получения запального факела при помощи электроискрового зажигания и основные форсунки горючего и окислителя. При этом вдоль стенки макета камеры при помощи тангенциальных отверстий формируется закрученный поток газообразного окислителя (кислород) для внутреннего охлаждения стенок макета камеры.

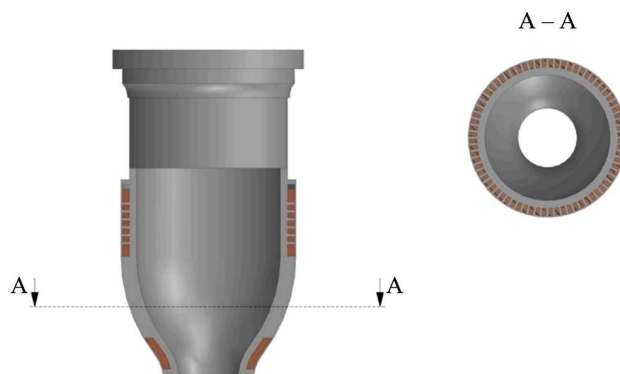


Рис. 2

При сборке головки использовался сборочный стапель. После сборки проводилась проверка сварных соединений на герметичность. При выполнении сварочных работ во внутренних полостях, особенно в области сварных швов, не допускается наличие металлической окалины, поскольку ее присутствие может привести к воспламенению компонентов топлива в полостях. В конструкции макета предусмотрены коаксиальные внутренние полости для компонентов топлива, чередующиеся последовательно. Перепуск компонентов топлива между указанными полостями осуществлялся с использованием внешних перепускных трубок.

В конструкции головки предусмотрен перепуск компонентов топлива по внутренним полостям. Формирование внутренних полостей макета камеры осуществлялось с учетом требований технологии послойного лазерного спекания. В частности, углы верхних сводов проектировались таким образом, чтобы исключить необходимость применения внутренних опор. Все полости разрабатывались с учетом обеспечения возможности удаления порошка.

Выполнение головки и макета камеры в виде единого изделия обеспечивает снижение массы и габаритных характеристик примерно в два раза по сравнению с конструкциями, изготовленными с применением традиционных технологий.

Для изготовления макета камеры использовался промышленный 3D-принтер ZRapid iSLM 420 для печати металлом по технологии селективного лазерного плавления. Материал для послойного изготовления – Inconel 718. Исходный материал представлял собой порошок с гранулометрическим составом, включающим не менее 95 % частиц сферической формы, при этом максимальный размер частиц составлял 25 мкм. Толщина каждого печатного слоя не более 25 мкм. После процесса 3D-печати у заготовок удалялись все технологические поддержки. Выполнялась промывка внутренних полостей макета в ультразвуковой ванне для удаления остатков порошка. Полученные образцы макетов испытывались на герметичность внутренних полостей газообразным гелием. Давление наддува 2 МПа, допустимая объемная потеря надутго газа не более 5 % в течение 24 ч. К изготовлению предъявлялись требования по обеспечению точности всех размеров не ниже качества h12, а также шероховатости поверхностей не хуже $R_a = 25$. Контроль размеров изготовленного макета осуществлялся с использованием координатно-измерительной машины СММ-MN432. После изготовления макет камеры подвергался термической постобработке с целью уменьшения внутренних механических напряжений.

При изготовлении макета камеры применялось максимально возможное разрешение 3D-принтера для формирования отверстий форсунок, так как диаметры отверстий обычно не превышают 0,5...1 мм. Если при выращивании макета камеры невозможно обеспечить точность изготовления топливных форсунок, необходимо применять сверление или электроэрозионную обработку для калибровки форсунок. Разрешающая способность используемого принтера не обеспечила качественное изготовление отверстий топливных форсунок, поэтому отверстия изготавливались электроэрозионным способом.

В работе исследовалась возможность отвода тепла в менее теплонатяженные участки макета камеры – цилиндрическую часть, расположенную ближе к смесительной головке. В условиях отсутствия регенеративного охлаждения отвод тепла обеспечивался за счет применения материалов с высоким коэффициентом теплопроводности (более 150–200 Вт/(м·К)). К числу наиболее распространенных материалов данного класса относятся медь, серебро и алюминий. Алюминий не рассматривался из-за низкой температуры плав-

ления. Серебро характеризуется самым высоким коэффициентом теплопроводности (418 Вт/(м·К) при 273 К), однако его температура плавления на 100 К ниже, чем у меди (коэффициент теплопроводности – 393 Вт/(м·К) при 273 К). Кроме того, стоимость серебра в десятки раз выше стоимости меди.

Для обеспечения эффективного теплоотвода требуется, чтобы теплопроводящий материал находился в прямом контакте с участком отвода тепла при минимальном тепловом сопротивлении. Предполагается, что в оптимальном случае один материал может частично проникать в структуру другого. Если это технически невозможно, необходимо применять метод нанесения одного материала на другой с минимизацией теплового сопротивления.

Нанесенный слой теплопроводящего материала на стенку макета камеры показан на рис. 3.

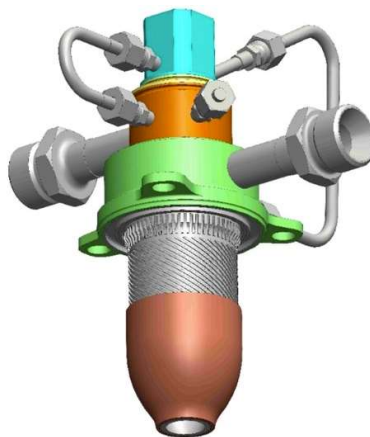


Рис. 3

Выделяют следующие методы нанесения теплоотводящего материала:

- 1) наплавка, при которой теплопроводящий материал наносится на основу конструкции камеры;
- 2) гальваническое осаждение, обеспечивающее покрытие одного материала другим.

Наплавка меди на материал конструкции камеры (жаропрочный сплав на основе никеля) может производиться при помощи электрической дуги в защитном газе, также возможна наплавка аддитивным методом (лазерная наплавка).

Наиболее доступным способом является наплавка при помощи электрической дуги в защитном газе. Для этого в качестве электрода использовалась медная проволока, в качестве защитного газа – аргон. Наплавка производилась аппаратом аргонодуговой сварки. Нанесение теплопроводящего покрытия гальваническим способом осуществлялось в гальванической ванне с раствором кислот. Режимы нанесения покрытия, дополнительные мероприятия для обеспечения надежной адгезии покрытия к основе подбирались экспериментально.

Наплавка меди на жаропрочный сплав на основе никеля производилась вручную медной проволокой марки М0 при помощи постоянного тока в защитном газе аргоне. Величина тока варьировалась в пределах 15...30 А, скорость наплавки – в диапазоне 0,5...1 см²/мин в зависимости от тока. При наплавке дугой материал медной проволоки частично проникал в материал стенки макета камеры (на глубину 50–200 мкм), что предполагает эффективный контакт разнородных материалов и высокую эффективность теплоотвода от горячих участков конструкции к холодным. Однако контроль качества при ручном способе наплавки затруднен ввиду того, что медь наносится послойно с различной толщиной и процесс может сопровождаться возникновением каверн, в которых отсутствует медь. Для увеличения качества наплавки требуется автоматизация процесса.

После наплавки меди на оболочку макета камеры произведена обточка наплавленной оболочки меди на токарном станке с целью выравнивания толщины слоя по диаметру и длине макета камеры. Это необходимо для равномерного распределения тепла по конструкции. Толщина наплавленного слоя после обработки составила 2 мм без учета наплавки меди между ребрами на оболочке камеры.

После токарной обработки на поверхности медной оболочки были выявлены углубления глубиной до 0,5 мм, обусловленные неравномерностью нанесения покрытия. Указанные дефекты локализовались

преимущественно на цилиндрическом участке камеры. Наиболее теплонпряженная зона, соответствующая минимальному поперечному сечению, характеризовалась незначительной величиной данных углублений. В связи с этим было принято решение проводить испытания данного образца без дополнительной механической доработки.

При гальваническом осаждении меди использовался водный раствор следующего состава: сернокислая медь – 250 г/л, хлорная медь – 30 г/л, серная кислота – 15 г/л, нафтодисульфокислота – 10 г/л. Плотность тока составляла 1,5 А/дм², время осаждения – 45 ч. Получено медное покрытие толщиной 1,7 мм. Для исключения контакта раствора с поверхностями конструкции, не требующими нанесения покрытия, производилось покрытие защитной изоляционной мастикой.

Для полученных макетов камер с медным покрытием, нанесенным различными способами, проводились огневые испытания. Стенд, расположенный в изолированном боксе, состоит из следующих систем и узлов: узел закрепления макета двигателя с датчиком тяги, система подачи и регулирования компонентов топлива, система продувки инертным газом, система измерения параметров испытаний (датчики, вторичные преобразователи), система управления испытаниями (включая видеонаблюдение), система сбора и обработки данных, полученных в ходе испытаний.

Ключевым параметром при проведении испытаний является максимально допустимая температура конструкции макета камеры, при которой сохраняется работоспособность макета (отсутствие деформации, следов плавления конструкционных материалов и прогаров макета камеры). Температура в камере сгорания, а следовательно, и температура ее конструкции определяется в основном расходами и соотношением компонентов топлива.

Эксперимент проводился в несколько этапов. Образец подключался к трубопроводам подачи окислителя и горючего, оснащенным пускоотсечными клапанами компонентов топлива. Задавались значения давления по линии окислителя и горючего, а также время работы системы зажигания. Производился запуск рабочей циклограммы испытаний. Массовый расход газов контролировался расходомерами. Кроме этого, контролировалось давление горючего и окислителя перед входом в макет, тяга, а также температура конструкции вблизи критического сечения. После окончания огневого испытания каждая из линий компонентов топлива продувалась газообразным азотом. После охлаждения образца испытания повторялись с использованием новых входных параметров. Входное давление компонентов топлива перед патрубками макета составляло 0,6–0,9 МПа для окислителя и 1,4–1,6 МПа для горючего. Испытания проводились на полигоне при стандартных условиях температуры и давления окружающей среды. Номинальное напряжение питания агрегата зажигания – 24 В постоянного тока.

Результаты испытаний приведены в таблице, где представлены основные полученные параметры и пересчитанные характеристики: p_o – избыточное давление окислителя на основном режиме; p_r – избыточное давление горючего на основном режиме; $p_{кс}$ – избыточное давление в камере на основном режиме; G_o – массовый расход окислителя; G_r – массовый расход горючего; k_m – массовое соотношение компонентов топлива; α – коэффициент избытка окислителя; t_{max} – максимальное значение температуры стенки камеры (район минимального сечения); $I_{уп}$ – пустотный удельный импульс; $I_{упт}$ – теоретическое значение пустотного удельного импульса, рассчитанное для заданного α ; φ_y – коэффициент удельного импульса; φ_p – коэффициент расходного комплекса; β – расходный комплекс; β_t – теоретический расходный комплекс; P – тяга в земных условиях (измеренная); $P_{п}$ – пустотная тяга, определяемая по зависимости

$$P_{п} = P + F_a p_h,$$

где F_a – площадь среза сопла; p_h – давление окружающей среды.

При испытаниях выявлено, что витые ребра и проточки позволяют более равномерно распределять медное покрытие, в свою очередь, медь на внешней поверхности макета камеры выступает в качестве теплопроводящего материала для равномерного распределения тепла по сечению и его переноса от горячих участков конструкции к более холодным.

В результате испытаний получено предельное для целостности данной конструкции макета камеры значение соотношения массовых расходов окислителя и горючего, равное 3,4.

Параметр	Номер режима				
	1	2	3	4	5
p_o , МПа	8,8	8,9	7,95	7,06	5,98
p_r , МПа	1,47	1,49	1,53	1,48	1,42
$p_{ке}$, МПа	0,35	0,37	0,34	0,31	0,27
G_o , г/с	17,2	17,3	15,6	14,1	12,12
G_r , г/с	5,06	5,1	5,1	5,11	4,92
k_m	3,4	3,39	3,06	2,76	2,46
α	0,42	0,42	0,38	0,34	0,31
t_{max} , °C	293	299	287	269	188
$I_{уп}$, М/с	3135	3220,4	3257,7	3296,1	3344,9
$I_{упт}$, с	346,9	346,9	349,45	351,1	351,63
Φ_y	0,922	0,947	0,951	0,958	0,971
Φ_β	0,923	0,953	0,958	0,964	0,975
β , м/с	2336	2412,2	2441	2465,6	2494,3
β_t , с	258,3	258,3	260,1	260,9	261,07
P , Н	54,68	57,04	52,33	48,22	41,9
P_n , Н	69,79	72,14	67,43	63,32	57

Отметим, что способ нанесения медного покрытия практически не оказывает влияния на предельную температуру конструкции сопла и соотношение компонентов топлива в макете камеры благодаря надежному контакту меди с жаропрочным сплавом. При значениях коэффициента избытка окислителя выше 3,4 теплоотвод через медное покрытие был недостаточным, что приводило к оплавлению материала минимального сечения сопла с дальнейшим разрушением конической части и самого минимального сечения. Следует отметить, что при использовании сопла из того же материала без медного покрытия предельное значение соотношения массовых расходов окислителя и горючего не превышало 2, поэтому факт реализации предельного значения 3,4 является существенным достижением. Полученное соотношение компонентов топлива обеспечило удельный импульс на 15–20 % выше, чем в конструкции без медного покрытия. Кроме того, температура медной стенки в области минимального сечения не превышала 300–500 °C, что существенно ниже температуры плавления меди. В связи с этим для повышения рабочей температуры основного материала сопла целесообразно проводить дальнейшие исследования и эксперименты в части конфигурации и толщины медного покрытия, а также толщины основного материала сопла. Подобные исследования следует проводить с помощью предварительного численного моделирования теплового состояния конструкции и дальнейшего изготовления и испытаний макетов камеры.

Таким образом, использование теплопередающего покрытия на внешней поверхности существенно повышает эффективность и энергетические показатели макетов камер жидкостных ракетных двигателей со штыревым соплом по сравнению с конструкциями из традиционных жаропрочных сплавов. Стоимость изготовления сопла из жаропрочного сплава с медным покрытием существенно ниже стоимости сопла аналогичных параметров, выполненного из ниобиевого сплава. При этом по показателю предельной температуры конструкции сопло из жаропрочного сплава с медным покрытием незначительно уступает соплу из ниобиевого сплава. Кроме того, реализована возможность установки соотношения компонентов топлива до предельного значения 3,4.

В связи с этим сопла с нанесенным медным покрытием можно использовать для отработки смесительных головок, опытных конструкций макетов камеры ракетного двигателя со штыревым соплом, лабораторных и промышленных источников газовой струи и т. д.

Целесообразны дальнейшие исследования и эксперименты для повышения эффективности действия теплопроводящего покрытия, толщин основного материала сопла и покрытия.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (государственное задание № FENU-2024-0001).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Sieder-Katzmann, J. et al. Surface Pressure Measurement of Truncated, Linear Aerospike Nozzles Utilising Secondary Injection for Aerodynamic Thrust Vectoring // Aerospace. 2024. Vol. 11. № 7. Article № 507.*

2. *Fadigati L. et al.* Advanced Aerodynamic Analysis of the Supersonic Flow Field of an Aerospike Engine // *Aerospace Science and Technology*. 2025. Iss. 158. Article № 109908.
3. *Ferlauto M. et al.* Differential Throttling and Fluidic Thrust Vectoring in a Linear Aerospike // *International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power*. 2021. Vol. 6. Iss. 2. Article № 8.
4. *Hassan J. et al.* A Two-Dimensional Analysis of the Flowfield and Performances of Linear Aerospikes during Differential Throttling // *Aerospace*. 2025. Vol. 12. № 3. Article № 200.
5. *Tian H. et al.* Numerical and Experimental Investigation of Throttleable Hybrid Rocket Motor with Aerospike Nozzle // *Aerospace Science and Technology*. 2020. Iss. 106. Article № 105983.
6. *Schwarzer-Fischer E. et al.* Study on CerAMfacturing of Novel Alumina Aerospike Nozzles by Lithography-Based Ceramic Vat Photopolymerization (CerAM VPP) // *Materials*. 2022. Vol. 15. № 9. Article № 3279.
7. *Fadigati L. et al.* Development and Simulation of a 3D Printed Liquid Oxygen/Liquid Natural Gas Aerospike // *Acta Astronautica*. 2024. Iss. 216. P. 105–119.
8. *Sanchez S. et al.* Powder Bed Fusion of Nickel-Based Superalloys: A Review // *International Journal of Machine Tools and Manufacture*. 2021. Iss. 165. Article № 103729.
9. *Buchholz M. et al.* Design and Test of an Additively Manufactured 500 N Aerospike Engine [Electronical Resource]. URL: https://www.researchgate.net/publication/350957142_Powder_Bed_Fusion_of_nickel-based_superalloys_A_review (дата обращения: 2.09.2025).
10. *Letchworth G.* X-33 Reusable Launch Vehicle Demonstrator, Spaceport and Range // *Proc. of the AIAA SPACE 2011 Conference & Exposition*, Sept. 27–29, 2011, Long Beach, USA. Article № 7314.
11. *Воробьев А.Р., Михайлов Е.А., Федоров В.Б.* Концепция силоизмерительного устройства для наземной отработки демонстраторов двигательных установок // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2023. № 2. С. 160–164.
12. *Коломенцев А.И., Хохлов А.Н.* Программное обеспечение для планирования и обработки результатов испытаний жидкостных ракетных двигателей малых тяг // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2015. № 1. С. 89–91.
13. *Buchholz M. et al.* Flow Rate Improvements in Additively Manufactured Flow Channels Suitable for Rocket Engine Application // *CEAS Space Journal*. 2023. Vol. 15. Iss. 5. P. 715–728.
14. *Gradl P. et al.* Additive Manufacturing of Liquid Rocket Engine Combustion Devices: A Summary of Process Developments and Hot-Fire Testing Results // *Proc. 54th AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference*, July 9–11, 2018, Cincinnati, USA. Article № 4625.
15. *Салич В.Л.* Численное моделирование смесеобразования и горения в камере кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н в процессе проектирования // *CAD/CAM/CAE Observer*. 2014. № 3 (87). С. 82–88.
16. *Салич В.Л.* Численное исследование рабочего процесса в камере ракетного двигателя малой тяги на кислородно-водородном топливе // *Вычислительные методы и программирование*. 2015. № 2. С. 187–195.

Поступила в редакцию 2.10.25
 После доработки 19.11.25
 Принята к публикации 12.12.25

Development of a 3D Printed Combustion Chamber Prototype for a Liquid Rocket Engine with a Spike-Shaped Nozzle and Methods for Copper Deposition on the External Surface. Conducting the Hot-Fire Tests

YU.E. KAPELYUSHIN, A.O. SHUL'TS, V.L. SALICH, AND E.A. MIKHAILOV
 SUSU, Chelyabinsk

Liquid rocket engines with spike-shaped nozzles are considered as a promising direction in the development of advanced aerospace propulsion systems. This study presents the results of an experimental investigation of an additively manufactured combustion chamber prototype. A comparative analysis of two methods for applying a thermally conductive copper coating to the external surface of the chamber was performed, namely, the arc-based deposition in an argon atmosphere and electrochemical deposition in an acidic electrolyte. The results demonstrate that the formation of a copper coating enables an increase in the allowable temperature of the hot wall. This, in turn, allows optimization of the propellant mixture ratio and results in a 15–20% increase in specific impulse compared with the initial nozzle.

Liquid rocket engine combustion chamber prototype, spike-shaped nozzle, additive manufacturing, copper coating, hot-fire testing