

# ИНТЕНСИФИКАЦИЯ КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА СТЕНОК ЖАРОВОЙ ТРУБЫ ЗД-ПЕЧАТНОГО МИКРОРАЗМЕРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

А. В. Побелянский, Д. К. Дмитриев, А. А. Левихин

Балтийский государственный технический университет  
«ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,  
Россия, 190005, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, 1

В статье рассмотрено решение актуальной проблемы создания микроразмерного турбореактивного двигателя (мТРД) с применением ЗД-печати. В статье описан один из способов охлаждения стенок жаровой трубы малоразмерной камеры сгорания, выполненной из жаропрочного материала 08ХН53БМТЮ. Известным фактом является то, что в камерах сгорания малых размеров существенно возрастает площадь поверхности жаровой трубы относительно ее объема, что отрицательно влияет на ее тепловое состояние. Одним из приемлемых способов охлаждения стенок жаровой трубы малоразмерной камеры является конвективный с наружной стороны жаровой трубы за счет интенсивного вихреобразования в пограничном слое потока. Данный эффект достигается устройством выступов на наружной стенке жаровой трубы с целью разрушения пристеночного теплового пограничного слоя и увеличения коэффициента теплоотдачи, что способно существенно снизить вероятность ее локального перегрева. В статье освещена особенность формы выступов, которая должна выполняться с учетом технологических ограничений ЗД-печати. В статье представлены описание экспериментального стенда для исследования теплового состояния жаровой трубы мТРД, методика обработки экспериментальных данных и результаты экспериментов по теплоотдаче обечайки жаровой трубы с выступами и без них.

**Ключевые слова:** микроразмерный турбореактивный двигатель, камера сгорания, жаровая труба, комплексно-интегрированная конструкция, интенсификация конвективного теплообмена, аддитивные технологии.

## Введение

Область использования микроразмерных турбореактивных двигателей (мТРД) и требования по повышению их эффективности возрастают из года в год [1–4]. Одним из способов повышения эффективности мТРД является использование альтернативных традиционным методов производства. В настоящее время интенсивное развитие в авиационном двигателестроении получают технологии ЗД-печати [5–13].

Уменьшение размерности мТРД, при уменьшении тяги двигателя от 2кН до 0,1кН, приводит к существенному сужению области оптимальных параметров по критериям  $M_{cy+m}$  (суммарная масса силовой установки и топлива) и  $C_{yg}$  (удельный расход топлива), при этом оптимальные значения степени повышения давления за компрессором  $\pi_k^*_{\text{опт}}$  уменьшается в три-четыре раза, температура воздуха за компрессором  $T_k$  уменьшается до двух раз, а оптимальные значения газа перед турбиной уменьшаются всего на 5–15 % [14]. Данное обстоятельство вносит существенное отличие в процессы, протекающие в узлах мТРД.

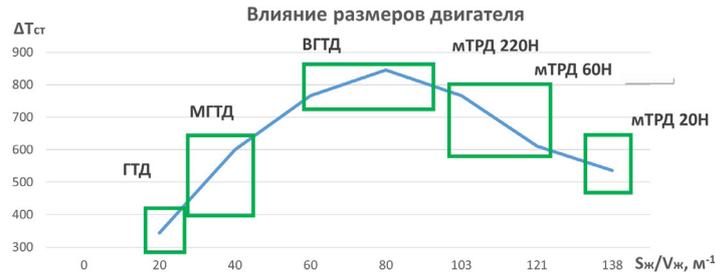
Для охлаждения стенок жаровой трубы применяются различные методы теплоотвода с наружной и с внутренней стороны, а также их комбинация [15]. При уменьшении размеров жаровой трубы до микроразмерных регулирование конвективного теплового потока созданием воздушной завесы имеет ряд принципиальных особенностей: с точки зрения

газодинамики течения будет происходить существенное уменьшение температуры воздуха завесы, а с точки зрения технологических и функциональных ограничений газовая завеса будет иметь предел минимизации толщины, переход к микроразмерности требует создания всё более мелких отверстий.

В камерах сгорания малых размеров существенно возрастает площадь поверхности жаровой трубы относительно её объёма, что отрицательно влияет на её тепловое состояние. Тепловое состояние жаровой трубы принято оценивать разностью максимальных температур её стенки и воздуха за компрессором  $T_{cm} - T_k$ . При этом из уравнения баланса тепла, выделяющегося в результате химической реакции в объёме жаровой трубы и передаваемого стенке в единицу времени, известно эмпирическое уравнение, которое описывает зависимость, полученную в результате анализа экспериментальных данных [16]:

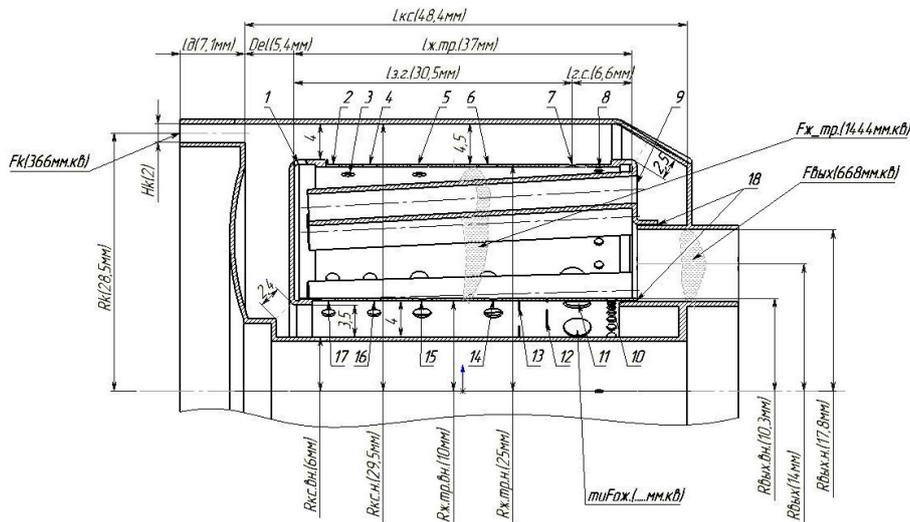
$$\Delta T_{cm} = T_{cm} - T_k = \frac{30,6}{(1 + 0,8\alpha L_0)} \left[ 19,3 \frac{S_{ж}}{V_{ж}} - 0,11 \left( \frac{S_{ж}}{V_{ж}} \right)^2 \right], \quad (1)$$

где  $T_{cm}$  — температура стенки жаровой трубы;  $T_k$  — температура воздуха за компрессором;  $\alpha$  — коэффициент избытка воздуха в реакционной зоне;  $L_0$  — теоретический расход воздуха для сжигания 1 кг топлива;  $S_{ж}$  — площадь стенки жаровой трубы;  $V_{ж}$  — объём стенки жаровой трубы.



**Рис. 1.** Зависимость эффективности охлаждения стенок жаровой трубы камеры сгорания от её относительной поверхности для разных классов газотурбинных двигателей (ГТД): ГТД — большой размерности (расход воздуха  $G_b \geq 50$  кг/с,  $\pi_{k\Sigma}^* = 20..30$ ); МГТД — средней размерности (расход воздуха  $G_b = 10..50$  кг/с,  $\pi_{k\Sigma}^* = 6..10$ ); ВГТД — малоразмерные (расход воздуха  $G_b = 1..10$  кг/с,  $\pi_{k\Sigma}^* = 6..10$ ); МТРД 220Н и МТРД 60Н — миниразмерные (расход воздуха  $G_b = 0,1..1$  кг/с,  $\pi_{k\Sigma}^* \leq 6$ ); МТРД 20Н — миниразмерные (расход воздуха  $G_b \leq 0,1$  кг/с,  $\pi_{k\Sigma}^* \leq 3$ )

**Fig. 1.** The dependence of the cooling efficiency of the walls of the combustion chamber heat pipe on its relative surface for different classes of gas turbine engines: ГТД — large dimension (air consumption  $G_b \geq 50$  kg/s,  $\pi_{k\Sigma}^* = 20..30$ ); МГТД — medium dimension (air consumption  $G_b = 10..50$  kg/s,  $\pi_{k\Sigma}^* = 10..20$ ); ВГТД — small-sized (air consumption  $G_b = 1..10$  kg/s,  $\pi_{k\Sigma}^* = 6..10$ ); МТРД 220Н and МТРД 60Н — mini-sized (air consumption  $G_b = 0,1..1$  kg/s,  $\pi_{k\Sigma}^* \leq 6$ ); МТРД 20Н — mini-sized (air consumption  $G_b \leq 0,1$  kg/s,  $\pi_{k\Sigma}^* \leq 3$ )



**Рис. 2.** Эскиз меридионального профиля камеры сгорания. Позициями 1–18 пронумерованы ряды отверстий в жаровой трубе  
**Fig. 2.** Sketch of the meridional profile of the combustion chamber. Positions 1–18 numbered rows of holes in the heat pipe

Из анализа экспериментальных данных видно (рис. 1), что функция  $\Delta T_{ст} = f(S_{ж}/V_{ж})$  меняет знак градиента, начиная со значений  $S_{ж}/V_{ж} = 80..90$  м<sup>-1</sup>, что связано с замедлением скорости химических реакций, как следствие, полноты сгорания топлива. Такое снижение вызвано возрастающим влиянием неприемлемых для мТРД способов охлаждения, таких как воздушная завеса, в объёме горения не должно быть зон с температурой ниже 800 °С, а также неравномерностью прогрева стенок жаровой трубы, наличие локальных зон холодных стенок жаровой трубы, температура которых не должна быть ниже 500 °С.

Следует отметить, что принципиальной особенностью течения в каналах мТРД при уменьшении их размеров будет являться рост относительной толщины пограничного слоя, а также то, что основные режимы камеры сгорания будут лежать

в области пониженных  $\lambda_k$  (приведённой скорости за компрессором), что усложняет теплосъём с её стенок. Таким образом, для мТРД обоснованной является интенсификация конвективного теплообмена в кольцевом канале жаровой трубы  $q_{конв}^{вн} = \alpha \varphi (T_{ст} - T_k)$ , которая будет достигаться устройством поперечных выступов на наружной стороне жаровой трубы с целью разрушения пристеночного теплового пограничного слоя и увеличения коэффициента теплоотдачи  $\alpha = F(\omega, \delta_{пор})$ .

### Объект

Эскиз меридионального профиля малоразмерной камеры сгорания мТРД для проведения испытаний представлен на рис. 2. Камера представляет собой кольцевую конструкцию прямоточного типа, что позволяет выполнить её более компактной, чем

Таблица 1. Данные по геометрическим размерам отверстий жаровой трубы  
Table 1. Data on the geometric dimensions of the holes of the heat pipe

№	Диаметр, мм	Расстояние, мм	Форма	Площадь 1-го, мм <sup>2</sup>	Кол-во, шт.	Значение
1	—	1,5	Капля	1,1	2	2,2 [мм <sup>2</sup> ]
2	1,5	4,7	Круг	1,8	12	21,6 [мм <sup>2</sup> ]
...	—	—	—	—	—	—
17	1,5	4,2	Круг	1,8	12	21,6 [мм <sup>2</sup> ]
18	0,05	—	Зазор	5,5	2	11 [мм <sup>2</sup> ]
$\Sigma F_0$ — суммарная площадь отверстий для прохода воздуха, мм <sup>2</sup>						630,2
$F_{ж}$ — площадь стенок жаровой трубы м <sup>2</sup>						0,011
$V_{ж}$ — объём жаровой трубы, м <sup>3</sup>						0,000081
$S_{ж}/V_{ж}$ — относительная поверхность стенки жаровой трубы, м <sup>-1</sup>						127
$F_{фр}/\Sigma F_0$ — относительная площадь отверстий для прохода воздуха через фронтное устройство						0,14
$F_{пзг}/\Sigma F_0$ — относительная площадь отверстий для прохода воздуха в первичную зону горения						0,17
$F_{взг}/\Sigma F_0$ — относительная площадь отверстий для прохода воздуха во вторичную зону горения						0,27
$F_{зс}/\Sigma F_0$ — относительная площадь отверстий для прохода воздуха в зону смешения						0,39
$F_{охла}/\Sigma F_0$ — относительная площадь отверстий для прохода воздуха системы охлаждения жаровой трубы						0,03
$G/V$ — отношение расхода к объёму жаровой трубы, кг/(см <sup>3</sup> )						625

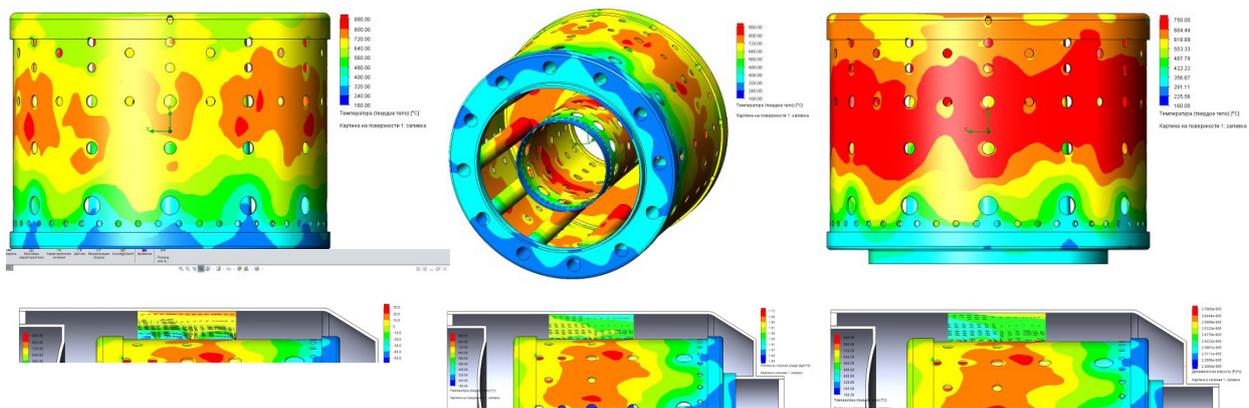


Рис. 3. Зоны на внешней стенке жаровой трубы с максимальным перегревом  
Fig. 3. Zones on the outer wall of the heat pipe with maximum overheating

камеры сгорания других конструкций. Отличительной особенностью данной камеры является испарительная система топливоподачи, где подача жидкого топлива осуществляется в испарители, которые находятся в пламени. Данные о геометрических размерах и параметрах жаровой трубы представлены в табл. 1.

По результатам численного расчёта теплового состояния камеры сгорания мТРД с гладкой стенкой, максимальным перегревом будут соответствовать зоны на внешней стенке жаровой трубы в районе рядов отверстий 4-5, 5-6, 12-13, 13-14, на которых температура достигает 880 °С (рис. 3). В эксперименте рассматривается только внешний кольцевой канал и участки 4-5 и 5-6. Численные расчёты проводились в стационарной постановке с использованием программного комплекса ANSYS Fluent, применялась модель турбулентности k-ε Realizable, горение описывалось глобальными реакциями окисления топлива, учитывались свойства материалов в зависимости от  $T_{cm}$ .

Поставленная задача по охлаждению жаровой трубы решается за счёт того, что поверхность теплообмена содержит последовательно чередующиеся по направлению потока выступы [17]. Данные

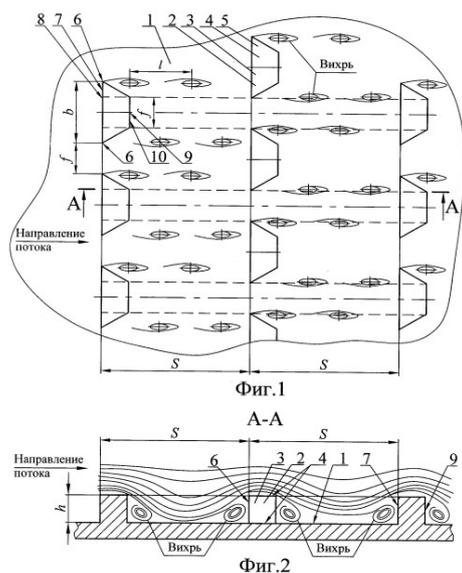
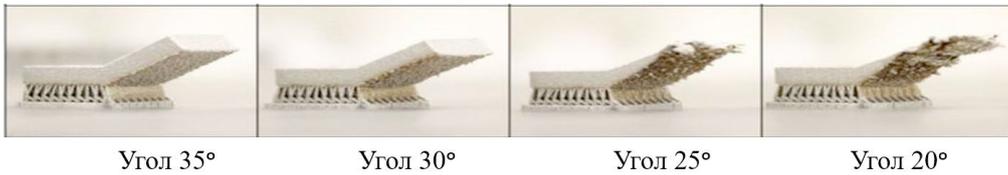


Рис. 4. Эскиз поверхности жаровой трубы с вихреобразующими ребрами [7]  
Fig. 4. Sketch of the surface of a heat pipe with vortex-forming ribs [7]



Угол 35°

Угол 30°

Угол 25°

Угол 20°

Рис. 5. Допустимые углы наклона нависающих поверхностей  
Fig. 5. Permissible angles of inclination of overhanging surfaces

выступы расположены в шахматном порядке с шагом  $L$  между выступами и шагом  $S$  вдоль направления потока (рис. 4). При этом, с целью интенсификации теплообмена, каждый выступ выполнен в виде четырехугольной призмы высотой  $h = (1,5 - 2)\delta$ , где  $\delta$  — толщина пограничного слоя потока. Основания четырехугольной призмы выполнены в виде квадратов, при этом стороны нижнего основания  $b$  в 2–5 раз больше сторон верхнего  $f$ . Перпендикулярная основаниям четырехугольной призмы вихреобразующая грань выступа выполнена в виде равнобедренной трапеции с основаниями  $b$  и  $f$  и высотой  $h$ , обращена навстречу потоку и перпендикулярна его направлению. Боковые грани представляют собой прямоугольные трапеции с такими же основаниями.

Основным ограничением при изготовлении 3Д-печатью стенок жаровой трубы малоразмерной камеры сгорания мТРД является необходимость учёта направления выращивания детали, что связано с невозможностью построения нависающих поверхностей без специальных поддерживающих структур [9–10, 12, 18]. Изготовление свисающих поверхностей без поддерживающих структур при уменьшении угла нависания может привести к полному разрушению поверхности (рис. 5). Поддерживающие структуры в дальнейшем могут быть удалены механической обработкой, однако такая постобработка в ряде случаев может быть невозможной [7, 19]. Одним из таких случаев является создание комплексно-интегрированной конструкции мТРД [11–12]. Этот подход заключается в объединении большого числа отдельных элементов конструкции статора мТРД в одну (рис. 6), что позволяет существенно уменьшить удельную массу мТРД за счёт исключения крепёжных элементов.

Особенностью конструкции выступов, предложенной в статье, является то, что одна из граней выступа выполняется под углом  $\alpha_{кр}$  к направлению построения во время 3Д-печати и, соответственно, к основанию призмы (рис. 7). При этом  $\alpha_{кр}$  зависит от выбранных технологических режимов и используемого при изготовлении материала. В рассматриваемой работе для изготовления стенки жаровой трубы с выступами используется жаропрочный сплав 08ХН53ТМТЮ производства АО «Полема». Для применяемого материала при технологическом режиме с удельной плотностью энергии 3,8 Дж/мм<sup>2</sup>  $\alpha_{кр}$  составил 45°.

Обобщенное дифференциальное уравнение теплопроводности для обобщённого ребра такой формы описывается следующим дифференциальным уравнением [15]:

$$f_1(x) \frac{d^2 \Delta t}{dx^2} + \frac{df_1(x)}{dx} \frac{d \Delta t}{dx} - \frac{2\alpha}{\lambda} \Delta t = 0, \quad (2)$$

где  $f_1(x)$  — профиль продольного разреза ребра,  $\Delta t$  — изменение температуры в ребре,  $\alpha$  — коэф-



Рис. 6. мТРД с комплексно-интегрированной камерой сгорания  
Fig. 6. Micro turbojet engine with a complex-integrated combustion chamber

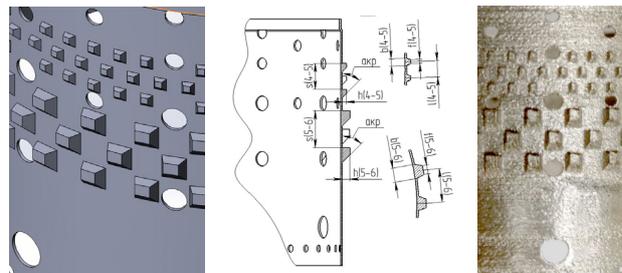


Рис. 7. Особенности конструкции выступов поверхности жаровой трубы с вихреобразующими выступами  
Fig. 7. Design features of the protrusions of the surface of the heat pipe with vortex-forming protrusions

фициент теплоотдачи,  $\lambda$  — коэффициент теплопроводности.

$f_1(x) = f_{2,1}(x) + f_{2,2}(x)$ , где  $f_{2,1}(x)$  описывает прямоугольную часть ребра, а  $f_{2,2}(x)$  — треугольную.

В данном случае  $f_{2,1}(x) = \delta_1$  и  $\frac{df_{2,1}(x)}{dx} = 0$ , где  $\delta_1$  — толщина прямоугольной части ребра, а  $f_{2,2}(x) = \delta_2 \left(\frac{x}{b}\right)$  и  $\left(\frac{df_{2,2}(x)}{dx}\right) = \frac{\delta_2}{b}$ , где  $\delta_2$  — толщина треугольной части ребра,  $a, b$  — высота ребра.

В результате получаем дифференциальное уравнение следующего вида:

$$(\delta_1 b + \delta_2 x) \frac{d^2 \Delta t}{dx^2} + \delta_2 \frac{d \Delta t}{dx} - \frac{2\alpha b}{\lambda} \Delta t = 0. \quad (3)$$

Общее решение уравнения (3) определяется соотношением:

$$\Delta t = \frac{C_1 \sqrt{\frac{2\delta_1 b}{\delta_2} + 2x} \cdot I_0 \left( 2\sqrt{2} \sqrt{\frac{ab(\delta_1 b + \delta_2 x)}{\delta_2^2 \lambda}} \right)}{\sqrt{\delta_1 b + \delta_2 x}} + \frac{C_2 \sqrt{\frac{2\delta_1 b}{\delta_2} + 2x} \cdot K_0 \left( 2\sqrt{2} \sqrt{\frac{ab(\delta_1 b + \delta_2 x)}{\delta_2^2 \lambda}} \right)}{\sqrt{\delta_1 b + \delta_2 x}}, \quad (4)$$

где  $I_0$  — модифицированная функция Бесселя 1-го рода, а  $K_0$  — модифицированная функция Бесселя 2-го рода.

Для того чтобы температурный напор у вершины выступа был конечным, произвольная постоянная  $C_2$  должна быть равна 0, поскольку функция  $K_0(0)$  в этой точке не ограничена.

Следовательно,

$$\Delta t = \frac{C_1 \sqrt{\frac{2\delta_1 b}{\delta_2} + 2x} \cdot I_0 \left( 2\sqrt{2} \sqrt{\frac{\alpha b(\delta_1 b + \delta_2 x)}{\delta_2^2 \lambda}} \right)}{\sqrt{\delta_1 b + \delta_2 x}} \quad (5)$$

Если тепло отводится конвекцией, то

$$dq = 2\alpha \Delta t dx \quad (6)$$

Уравнением (5) описывается зависимость изменения температуры выступа от основания и до его окончания. Сложность формулы обусловлена возможностью задания различных толщин  $\delta_1$  и  $\delta_2$ , что позволяет варьировать геометрические параметры выступа. Из формулы (5) видно, что уменьшение толщины  $\delta_2$ , которая связана с технологическим углом наклона стенки  $\alpha_{кр}$  к направлению построения во время 3Д-печати, наблюдается увеличение разницы температур  $\Delta t$ , что ведёт к улучшению процессов теплообмена. Также, дифференцируя уравнение (6), появляется возможность теоретического расчёта теплового потока, отводимого от стенки жаровой трубы в одном выступе. С помощью данных формул появляется возможность выявить наиболее эффективную форму выступа с учётом технологических ограничений режимов 3Д-печати и применяемого материала.

Параметры выступов для участков 4-5 и 5-6 сведены в табл. 2.

**Таблица 2. Параметры каналов и выступов для участка 4-5 и 5-6**  
Table 2. Parameters of channels and projections for sections 4-5 and 5-6

Параметр	Участок 4-5	Участок 5-6
Re	$9 \cdot 10^4$	$1,5 \cdot 10^4$
$W_{\text{р.н.}}$ , м/с	30	5
$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	1,33	1,4
$\eta_{\text{р.н.}}$ , Па·с	$2,07 \cdot 10^{-5}$	$2,1 \cdot 10^{-5}$
$\delta$ , мкм	270	650
$h = (1,5...2)\delta$ , мкм	540	1000
$f = (1...1,2)h$ , мкм	540	1200
$b = (1,9...2)h$ , мкм	990	1940
$S = (2,5...3,5) \cdot b$ , мкм	3500	5000
$l = (2...2,5) \cdot b$ , мкм	2200	4500
$\alpha_{\text{кр}}$	45°	45°
порядок	шахматный	шахматный

Ниже представлены результаты численного расчёта теплового состояния камеры сгорания мТРД с вихреобразующими выступами в районе рядов отверстий 4-5, 5-6 (рис. 8, рис. 9), на которых можно наблюдать снижение температуры в рассматриваемых зонах на 300 °С.

#### Описание экспериментального стенда для исследования теплового состояния жаровой трубы мТРД

Схемы препарирования стенда представлены на рис. 10, которое состоит в возможности получения данных о параметрах потока в различных

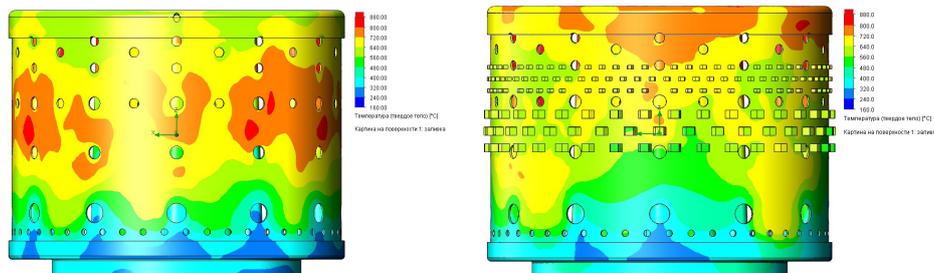


Рис. 8. Вид спереди, эпюра с численным экспериментом, температура стенки от 160 °С до 880 °С

Fig. 8. Front view, plot with numerical experiment, wall temperature from 160 °C to 880 °C

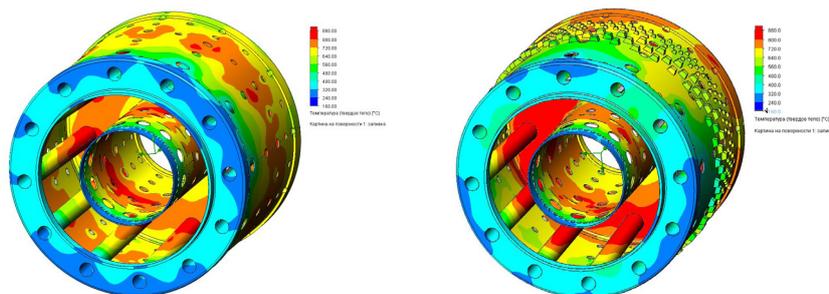


Рис. 9. Изометрия, эпюра с численным экспериментом, температура стенки от 160 °С до 880 °С

Fig. 9. Isometry, plot with numerical experiment, wall temperature from 160 °C to 880 °C

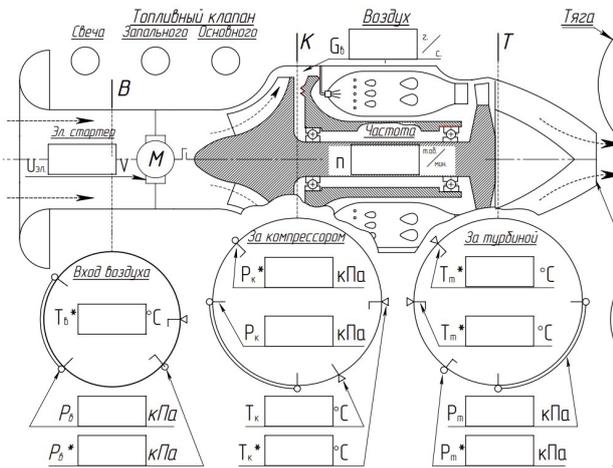


Рис. 10. Схема препарирования мТРА  
Fig. 10. Preparation scheme of micro turbojet engine

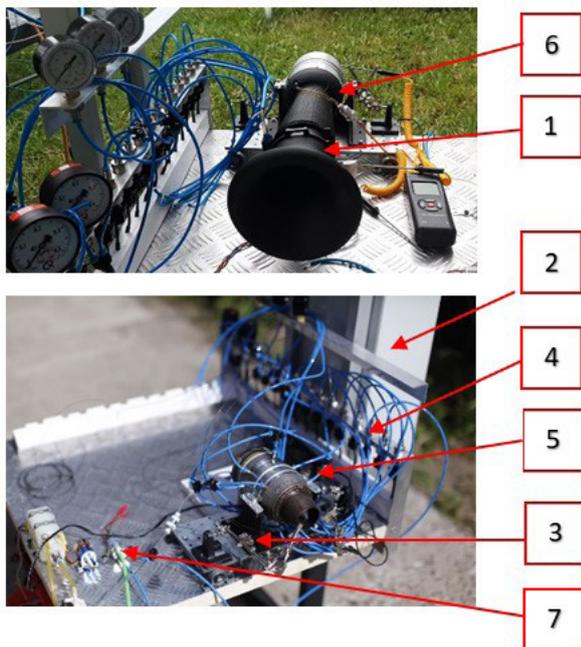


Рис. 11. Фото стенда  
Fig. 11. Photo of the stand

сечениях двигателя. Фото стенда представлено на рис. 11.

На входе в двигатель мТРА установлен лемни-скатный насадок 1. Запуск двигателя осуществляется вспомогательным электродвигателем. Измерительные приборы установлены на щите 2. Стенд оборудован системами измерения для определения реактивной тяги 3, давления 4, температуры 5, частоты вращения ротора 6, расходов топлива 7 и воздуха.

Во время испытаний регистрируются следующие параметры:

**Тяга мТРА** измеряется с помощью силоизмерительного устройства, состоящего из динамометрической платформы, на которой установлен двигатель. Платформа закреплена на модулях линейного перемещения, которые могут свободно перемещаться на цилиндрических направляющих 8 мм, жёстко закреплённых к неподвижной станине. Перемещение платформы через рычаг передается на тензомери-

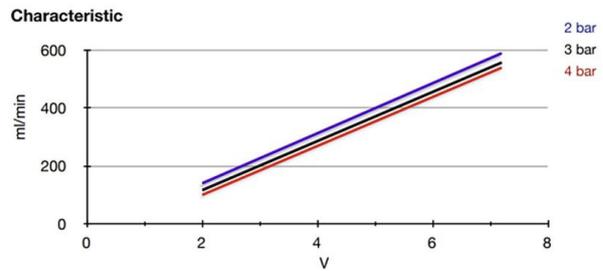


Рис. 12. Градуировочная зависимость расхода топлива  
Fig. 12. Calibration dependence of fuel consumption

ческий датчик MLV13, данные с которого обрабатываются на цифровом преобразователе DT-50.

**Перепад давления** заторможенного потока и статическим давлением на входе в компрессор  $\Delta p_b$ . По измеренным значениям  $\Delta p_b$  определяется приведенный секундный расход воздуха на каждом режиме работы двигателя с использованием градуировочной зависимости.

**Измерения температур и давлений**, характеризующих рабочий процесс в проточной части, двигателя препарирован соответствующими термо- и пневмогребенками.

**Температура воздуха на входе в двигатель** ( $t_n = t_n^*$ ). Измеряется термометром сопротивления с первичным преобразователем типа П-1.

**Температура заторможенного потока воздуха за компрессором**  $t_k^*$ . Измеряется хромель-копелевой термопарой с регистрацией величины термо-электродвижущей силы милливольтметром, шкала которого проградуирована в градусах Цельсия.

**Частота вращения ротора**  $n$ . Измеряется частотным тахометром ОВЕН ТХ01 с датчиком холла и установленным на ротор диаметрально намагниченным неодимовым магнитом. Для визуального контроля используется цифровой фототахометр СЕМ АТ-6.

**Расход топлива**  $G_m$  для прямого измерения расхода топлива. Измеряется счетчиком высокого давления серии К200.

**Давление топлива перед форсунками и напряжение**  $U$  топливного насоса для косвенного измерения расхода топлива. Измеряется образцовым манометром. По градуировочной зависимости определяется часовой расход топлива (рис. 12).

**Температура стенки жаровой трубы** ( $t_{cm}$ ). Анализируются визуально температурные переходы на поверхности жаровой трубы с помощью многотемпературной термоиндикаторной краски НЛСРСТ-МС153-14 (рис. 13).

#### Методика обработки экспериментальных данных по теплоотдаче обечайки жаровой трубы с выступами

Исходными данными для обработки результатов измерений являются [20]:

- температура воздуха на входе и выходе из рабочего участка  $t_{b,i}$ ;
- перепад давления по длине рабочего участка и давление на входе в рабочий участок;
- температура стенки по длине рабочих участков определялась с помощью многотемпературной термоиндикаторной краски  $t_{cm,i}$ .
- геометрические параметры опытных образцов и рабочих участков.

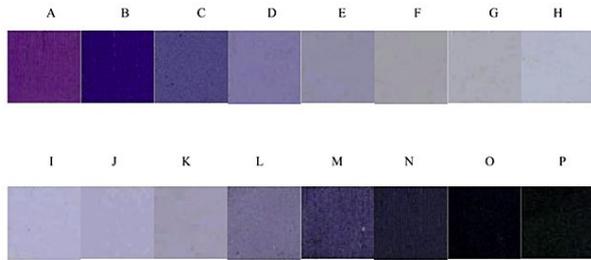


Table of temperature and colour density for each colour transition

	A	B	C	D	E	F	G	H
°C	<160	160	250	300	360	500	600	650
Density	1.20M	1.40C	0.97C	0.72C	0.65M	0.55V	0.47V	0.44C

	I	J	K	L	M	N	O	P
°C	750	880	900	980	1000	1010	1080	1240
Density	0.47C	0.53C	0.55C	0.69C	1.26C	1.29C	1.75C	1.55V

Рис. 13. Температурные переходы на поверхности, определяемые

с помощью многотемпературной термоиндикаторной краски HLCRST-MC153-14

Fig. 13. Temperature transitions on the surface determined using a multi-temperature thermal indicator paint HLCRST-MC153-14

По замеренным температурам воздуха в контрольных сечениях находим среднюю температуру воздуха в кольцевом канале на рабочем участке, °C:

$$t_{\text{кк.}} = \frac{t_{\text{вх}} + t_{\text{вых}}}{2}, \quad (7)$$

где  $t_{\text{вх}}$  и  $t_{\text{вых}}$  — температуры воздуха в кольцевом канале на рабочем участке.

Тепловая мощность, выделившаяся на экспериментальном участке, определяется:

$$Q = G \cdot c_{p_B} (t_{\text{вых}} - t_{\text{вх}}), \quad (8)$$

где  $t_{\text{вых}}$  и  $t_{\text{вх}}$  — температуры воздуха в кольцевом канале.

Потери тепловой мощности в окружающую среду оцениваются по формуле, Вт:

$$Q_{\text{ном}} = F \cdot q_{\text{ном}}, \quad (9)$$

где  $q_{\text{ном}}$  — плотность теплового потока с наружной поверхности корпуса мТРД рассчитывался по известным формулам для теплоотдачи горизонтального цилиндра при свободной конвекции в открытом объеме.

Величина  $Q_{\text{ном}}$  при вынужденном течении воды в канале, с учетом наружной теплоизоляции рабочего участка, составляет не более 1 % от величины  $Q$ .

Удельная плотность теплового потока рассчитывается по формуле, Вт/м<sup>2</sup>:

$$q = \frac{Q - Q_{\text{ном}}}{F}, \quad (10)$$

где  $F$  — площадь рабочего участка жаровой трубы.

Коэффициент теплоотдачи определяется выражением, Вт/(м<sup>2</sup> · °C):

$$\alpha = \frac{q}{(t_{\text{ст}} - t_{\text{кк}})}. \quad (11)$$

Среднерасходная скорость воздуха в канале, м/с:

$$w = \frac{G_{\text{кк}}}{\rho \cdot F_{\text{кк.н}}}, \quad (12)$$

где  $F_{\text{кк.н}}$  — площадь поперечного участка канала в рабочем участке жаровой трубы,  $G_{\text{кк}}$  — расход воздуха на рабочем участке жаровой трубы.

Число Рейнольдса  $Re_{\text{кк}}$  определяется по среднерасходной скорости  $w$  и условному гидравлическому диаметру канала  $d_y$ :

$$Re_{\text{кк}} = \frac{d_y \cdot W_{\text{кк}}}{\nu_{\text{кк}}} = \frac{\rho_x \cdot W_{\text{кк}} \cdot d_y}{\eta_x}, \quad (13)$$

где  $\mu$  — кинематический коэффициент вязкости при средней температуре воды.

Толщину пограничных слоёв определяют по известным формулам:

$$\delta_{\text{погр}} = 0,37 \cdot x \cdot Re_x^{-0,2} \quad (14)$$

где  $x$  — характерная длина участка обечайки;  $Re_x$  — число Рейнольдса на длине участка.

Число Нуссельта определяется по зависимости

$$Nu_{\text{кк}} = \frac{\alpha \cdot d_y}{\lambda}, \quad (15)$$

где  $\lambda$  — коэффициент теплопроводности для воздуха при средней температуре воздуха.

Результаты численного эксперимента представлены на рис. 14. Результаты натурального эксперимента

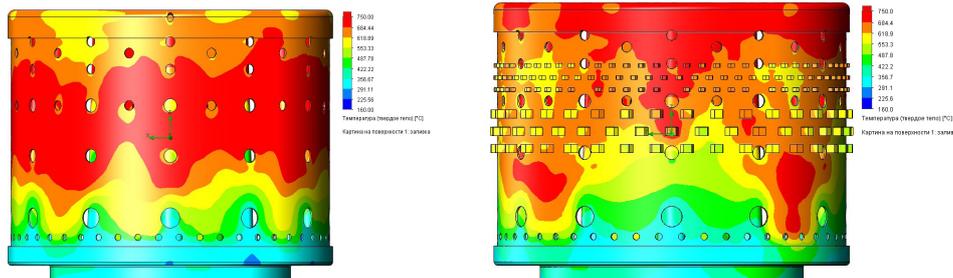


Рис. 14. Эпюра с численным экспериментом, температура стенки от 160 °C до 750 °C

Fig. 14. Plot with numerical experiment, wall temperature from 160 °C to 750 °C

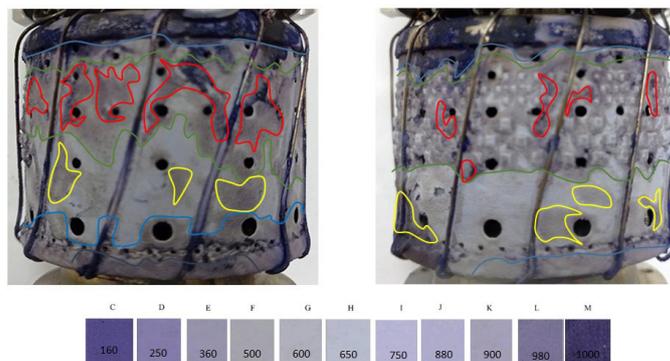


Рис. 15. Фото с натурным экспериментом, температура стенки от 160 °С до 1000 °С. Температурные переходы на поверхности жаровой трубы с помощью многотемпературной термоиндикаторной краски HLCRST-MC153-14

Fig. 15. Photo with a full-scale experiment, wall temperature from 160 °C to 1000 °C. Temperature transitions on the surface of the heat pipe using a multi-temperature thermal indicator paint HLCRST-MC153-14

Таблица 3. Параметры теплоотдачи на участках 4-5, 5-6 для гладкой стенки жаровой трубы и стенки с выступами  
Table 3. Heat transfer parameters in sections 4-5, 5-6 for a smooth wall of a heat pipe and a wall with protrusions

	Стенка на участках 4-5, 5-6 гладкая	Стенка на участках 4-5, 5-6 с выступами
$Q$ , Вт	70,2	234,1
$\alpha$ , Вт/(м <sup>2</sup> ·°С)	134	232
$Re_{kk}$	3499	3417
$Nu_{kk}$	32,2	55,7

та представлены на рис. 15. Параметры теплоотдачи на участках 4-5, 5-6 для гладкой стенки жаровой трубы и стенки с выступами представлены в табл. 3. На исследуемых участках получена существенная интенсификация конвективного теплообмена.

### Выводы и заключение

В статье предложено решение актуальной проблемы создания мТРД комплексно-интегрированной конструкции из жаропрочного материала 08ХН53БМТЮ, описан способ интенсификации охлаждения стенок жаровой трубы малоразмерной камеры сгорания. В статье отмечается то, что из-за влияния масштабного фактора приемлемым способом охлаждения стенок жаровой трубы малоразмерной камеры является конвекция с внешней стенки жаровой трубы. Интенсификация конвективного теплообмена в статье достигается устройством выступов на наружной стенке жаровой трубы. В статье освещена особенность формы выступов, которая должна учитывать направление построения стенки жаровой трубы во время 3Д-печати, а также технологические режимы 3Д-печати. В статье представлено описание экспериментального стенда, методики обработки экспериментальных данных и результаты экспериментов по теплоотдаче обечайки жаровой трубы, изготовленной методом 3Д-печати с выступами и без выступов.

### Список литературы

1. Meinhard T. Schobeiri. Gas Turbine Design, Components and System Design Integration // Springer International Publishing AG. 2018. DOI: 10.1007/978-3-319-58378-5.

2. Ланский А. М., Лукачев С. В., Матвеев С. Г. [и др.]. Метод расчета малоразмерных камер сгорания // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2019. № 3. С. 109–114.

3. Ланский А. М., Лукачев С. В., Коломзаров О. В. Тенденции изменения геометрических размеров и интегральных параметров камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23, № 3. С. 47–57.

4. Ткаченко А. Ю., Рыбаков В. Н., Филинов Е. П. [и др.]. Термодинамическое проектирование семейства малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2019. № 3. С. 41–53. DOI: 10.18698/0236-3941-2019-3-41-53.

5. Chen L. [et al.]. The research status and development trend of additive manufacturing technology // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2017. Vol. 89, № 9-12. P. 3651–3660. DOI: 10.1007/s00170-016-9335-4.

6. Kumar J., Nair C. G. K. Current Trends of Additive Manufacturing in the Aerospace Industry // Advances in 3D Printing & Additive Manufacturing Technologies. 2017. P. 39–54. DOI: 10.1007/978-981-10-0812-2-4.

7. Qian M. Additive Manufacturing—The 2nd Asia–Pacific International Conference on Additive Manufacturing (APICAM 2019) // JOM. 2020. Vol. 72, № 3. P. 997–998. DOI: 10.1007/s11837-020-04034-6.

8. Wohlers Report 2019: 3D Printing and Additive Manufacturing State of the Industry. Wohlers Associates. 2019. 369 p.

9. Бураков А. В., Левихин А. А., Побелянский А. В., Перминов А. С. Адаптация технологии 3Д-печати и методов топологической оптимизации для создания малоразмерных турбокомпрессоров // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2020. Т. 4, № 2. С. 72–84. DOI: 10.25206/2588-0373-2020-4-2-72-84.

10. Мазалов И. С., Евгенов А. Г., Прагер С. М. Перспективы применения жаропрочного структурно стабильного сплава ВЖ159 для аддитивного производства высокотемпературных деталей ГТД // Авиационные материалы и технологии. 2016. № S1 (43). С. 3–7. DOI: 10.18577/2071-9140-2016-0-S1-3-7.

11. Теоретические основы и практическая реализация технологических процессов изготовления деталей двигателей и агрегатов беспилотных летательных аппаратов с использованием аддитивных технологий: отчет о НИР (заключительный, этап II) / БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова; рук. Левихин А. А.; отв. исполн. Побелянский А. В.; исполн.: Пинчук В. А. [и др.]. Санкт-Петербург, 2019. 360 с. № ГР АААА-А19-1190113090101-4. Инв. № Н-141.М-А8-8513. 2.2019.

12. Сотов А. В. Разработка методики проектирования технологических процессов изготовления жаровых труб ГТД методом селективного лазерного сплавления двигателя: дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2017. 219 с.

13. Магеррамова Л. А., Ножницкий Ю. А., Волков С. А. [и др.]. Перспективы применения аддитивных технологий для создания деталей и узлов авиационных газотурбинных двигателей и прямоточных воздушно-реактивных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 81–98. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-81-98.

14. Филинов Е. П. Методы и средства выбора параметров рабочего процесса и схем малоразмерных турбореактивных двигателей на этапе концептуального проектирования: дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2019. 149 с.

15. Керн Д., Краус А. Развитие поверхности теплообмена: пер. с англ. Москва: Энергия, 1977. 464 с.

16. Григорьев А. В., Митрофанов В. А., Рудаков О. А. [и др.]. Теория камеры сгорания. Санкт-Петербург: Наука, 2010. 227 с.

17. Пат. 2727595 С1 Российская Федерация, МПК F 28 D 9/00, F 28 F 13/02. Поверхность теплообмена / Андрушкин А. Ю., Левихин А. А., Галинская О. О., Побелянский А. В. № 2019139502; заявл. 03.12.19; опубл. 23.07.20. Бюл. 21.

18. Безъязычный В. Ф., Федосеев Д. В. Анализ параметров шероховатости поверхностей заготовок, полученных методом аддитивных технологий // Научно-технические ведомости СПбГПУ. 2019. № 12. С. 3–11. DOI: 10.30987/2223-4608-2019-12-3-11.

19. Zeng K. Optimization of support structures for selective laser melting: Phd dissertation. Electronic Theses and Dissertations. 2015. Paper 2221. DOI: 10.18297/etd/2221.

20. Яркаев М. З. Теплогидравлическая эффективность профилированных каналов различной формы при ламинарном, переходном и турбулентном режимах течения теплоносителей: дис. ... канд. техн. наук. Казань, 2015. 149 с.

**ПОБЕЛЯНСКИЙ Антон Викторович**, начальник центра аддитивных технологий и объёмного сканирования Балтийского государственного технического университета (БГТУ) «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург.

SPIN-код: 4369-7020

AuthorID (РИНЦ): 958534

Адрес для переписки: pobelyanskiy@inbox.ru

**ДМИТРИЕВ Дмитрий Константинович**, аспирант кафедры А8 «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург.

SPIN-код: 2788-4700

AuthorID (РИНЦ): 1102066

Адрес для переписки: dima21021998@yandex.ru

**ЛЕВИХИН Артем Алексеевич**, кандидат технических наук, доцент (Россия), заведующий кафедрой «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург.

SPIN-код: 3891-7890

AuthorID (РИНЦ): 874433

Адрес для переписки: komdep@bstu.spb.su

#### Для цитирования

Побелянский А. В., Дмитриев Д. К., Левихин А. А. Интенсификация конвективного теплообмена стенок жаровой трубы 3Д-печатного микроразмерного турбореактивного двигателя // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2022. Т. 6, № 1. Р. 128–138. DOI: 10.25206/2588-0373-2022-6-1-128-138.

Статья поступила в редакцию 11.02.2022 г.

© А. В. Побелянский, Д. К. Дмитриев, А. А. Левихин

# INTENSIFICATION OF CONVECTIVE HEAT EXCHANGE OF WALLS OF HEAT PIPE OF 3D-PRINTED MICRO-SIZED TURBOJET ENGINE

A. V. Pobelyansky, D. K. Dmitriev, A. A. Levikhin

Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov,  
Russia, Saint-Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya str., 1, 190005

The article considers the solution of the urgent problem of creating a micro-sized turbojet engine using 3D printing. The article describes one of the ways to cool the walls of the heat pipe of a small combustion chamber made of heat-resistant material 08KhN53BMTYu. One of the acceptable ways to cool the walls of a small-sized chamber heat pipe is convective heat exchange of the outer side of the heat pipe due to intense vortex formation in the boundary layer of the flow. This effect is achieved by the device of projections on the outer wall of the heat pipe. The article highlights the peculiarity of the shape of the protrusions, which must be carried out taking into account the technological limitations of 3D printing. The article presents a description of an experimental stand for the study of the thermal state of the heat pipe of micro turbojet engines, the method of processing experimental data and the results of experiments on the heat transfer of the heat pipe shell with and without them.

**Keywords:** micro-sized turbojet engine, combustion chamber, heat pipe, complex-integrated design, intensification of convective heat exchange, additive technologies.

## References

1. Meinhard T. Schobeiri. Gas Turbine Design, Components and System Design Integration // Springer International Publishing AG. 2018. DOI: 10.1007/978-3-319-58378-5. (In Engl.).
2. Lanskiy A. M., Lukachev S. V., Matveyev S. G. [et al.]. Metod rascheta malorazmernykh kamer sgoraniya [A method of calculating the small-sized combustion chambers] // Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatsonnaya tekhnika. *Russian Aeronautics*. 2019. Vol. 62, no. 3. P. 469–475. (In Russ.).
3. Lanskiy A. M., Lukachev S. V., Kolomzarov O. V. Tendentsii izmeneniya geometricheskikh razmerov i integral'nykh parametrov kamer sgoraniya malorazmernykh gazoturbinykh dvigateley [Small gas turbine engines combustion chambers geometric resizing and integral parameters changing trends] // Vestnik Moskovskogo aviatsonnogo institute. *Aerospace MAI Journal*. 2016. Vol. 23, no. 3. P. 47–57. (In Russ.).
4. Tkachenko A. Yu., Rybakov V. N., Filinov E. P. [et al.]. Termodinamicheskoye proyektirovaniye semeystva malorazmernykh gazoturbinykh dvigateley [Thermodynamic design of a small-scale gas turbine engine family] // Vestnik MGTU im. N. E. Baumana. Ser. Mashinostroyeniye. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 2019. No. 3. P. 41–53. DOI: 10.18698/0236-3941-2019-3-41-53. (In Russ.).
5. Chen L. [et al.]. The research status and development trend of additive manufacturing technology // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2017. Vol. 89, no. 9-12. P. 3651–3660. DOI: 10.1007/s00170-016-9335-4. (In Engl.).
6. Kumar J., Nair C. G. K. Current Trends of Additive Manufacturing in the Aerospace Industry // Advances in 3D Printing & Additive Manufacturing Technologies. 2017. P. 39–54. DOI: 10.1007/978-981-10-0812-2\_4. (In Engl.).
7. Qian M. Additive Manufacturing—The 2nd Asia–Pacific International Conference on Additive Manufacturing (APICAM 2019) // JOM. 2020. Vol. 72, no. 3. P. 997–998. DOI: 10.1007/s11837-020-04034-6. (In Engl.).
8. Wohlers Report 2019: 3D Printing and Additive Manufacturing State of the Industry. Wohlers Associates. 2019. P. 369 p. (In Engl.).
9. Burakov A. V., Levikhin A. A., Pobelyanskiy A. V., Perminov A. S. Adaptatsiya tekhnologii 3D-pechati i metodov topologicheskoy optimizatsii dlya sozdaniya malorazmernykh turbokompressorov [Adaptation of 3D printing technology and topological optimization methods for creating low-consumption turbochargers] // Omskiy nauchnyy vestnik. Ser. Aviatsonno-raketnoye i energeticheskoye mashinostroyeniye. *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2020. Vol. 4, no. 2. P. 72–84. DOI: 10.25206/2588-0373-2020-4-2-72-84. (In Russ.).
10. Mazalov I. S., Evgenov A. G., Prager S. M. Perspektivy primeneniya zharoprochnogo strukturno stabil'nogo splava VZh159 dlya additivnogo proizvodstva vysokotemperaturnykh detaley GTD [Prospects for the application of heat-resistant structurally stable alloy VJ159 for additive manufacturing of high-temperature parts of turbojet engines] // Aviatsonnyye materialy i tekhnologii. *Aviation Materials and Technologies*. 2016. No. S1 (43). P. 3–7. (In Russ.).
11. Teoreticheskiye osnovy i prakticheskaya realizatsiya tekhnologicheskikh protsessov izgotovleniya detaley dvigateley i agregatov bespilotnykh letatel'nykh apparatov s ispol'zovaniyem additivnykh tekhnologiy: otchat o NIR (zaklyuchitel'nyy, Etap II) [Theoretical foundations and practical implementation of technological processes for manufacturing engine parts and assemblies of unmanned aerial vehicles using additive technologies: research report (final, Stage II)] / BSTU «VOENMEH» by D. F. Ustinov; Head Levikhin A. A.; resp. Pobelyanskiy A. V.; researcher Pinchuk V. A. [et al.]. St.-Peterburg, 2019. 360 p. No. IP AAAAAA-A19-1190113090101-4. Inv. no. H-141.M-A8-8513.2.2019. (In Russ.).
12. Sotov A. V. Razrabotka metodiki proyektirovaniya tekhnologicheskikh protsessov izgotovleniya zharovykh trub GTD metodom selektivnogo lazernogo splavlenniya dvigatelya [Development of a methodology for designing technological processes for manufacturing heat pipes of turbojet engines by selective laser fusion of the engine]. Samara, 2017. 219 p. (In Russ.).
13. Magerramova L. A., Nozhnitskiy Yu. A., Volkov S. A. [i dr.]. Perspektivy primeneniya additivnykh tekhnologiy dlya sozdaniya detaley i uzlov aviatsonnykh gazoturbinykh

dvigateley i pryamotchnykh vozdušno-reaktivnykh dvigateley [Prospects of using additive technologies to create parts and assemblies of aviation gas turbine engines and ramjet engines] // Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroyeniye. *Bulletin of Samara University. Aerospace Engineering, Technology and Mechanical Engineering*. 2019. Vol. 18, no. 3. P. 81–98. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-81-98. (In Russ.).

14. Filinov E. P. Metody i sredstva vybora parametrov rabocheho protsessa i skhem malorazmernykh turboreaktivnykh dvigateley na etape kontseptual'nogo proyektirovaniya [Methods and means of selecting parameters of the workflow and schemes of small-sized turbojet engines at the stage of conceptual design]. Samara, 2019. 149 c. (In Russ.).

15. Kern D., Kraus A. Razvitye poverkhnosti teploobmena [Extended Surface Heat Transfer]: trans. from Engl. Moscow, 1977. 464 p. (In Russ.).

16. Grigor'yev A. V., Mitrofanov V. A., Rudakov O. A. [et al.]. [Theory of the combustion chamber]. St.-Peterburg: Nauka Publ., 2010. 227 p. (In Russ.).

17. Patent 2727595 C1 Russian Federation, IPC F 28 D 9/00, F 28 F 13/02. Poverkhnost' teploobmena [Heat exchange surface] / Andryushkin A. Yu., Levikhin A. A., Galinskaya O. O., Pobelyanskiy A. V. No. 2019139502. (In Russ.).

18. Bezyazychnyy V. F., Fedoseyev D. V. Analiz parametrov sherokhovatosti poverkhnostey zagotovok, poluchennykh metodom additivnykh tekhnologiy [Analysis of surface roughness parameters in billets obtained by method of additive technologies] // Naukoyemkiye tekhnologii v mashinostroyenii. *Science Intensive Technologies in Mechanical Engineering*. 2019. No. 12. P. 3–11. DOI: 10.30987/2223-4608-2019-12-3-11. (In Russ.).

19. Zeng K. Optimization of support structures for selective laser melting: Phd dissertation. Electronic Theses and Dissertations. 2015. Paper 2221. DOI: 10.18297/etd/2221. (In Engl.).

20. Yarkayev M. Z. Teplogidravlicheskaya effektivnost' profilirovannykh kanalov razlichnoy formy pri laminarnom, perekhodnom i turbulentnom rezhimakh techeniya teplonositeley

[Thermohydraulic efficiency of profiled channels of various shapes in laminar, transient and turbulent flow modes of heat carriers]. Kazan, 2015. 149 p. (In Russ.).

**POBELYANSKY Anton Viktorovich**, Head of Additive Technologies and Volumetric Scanning Center, Baltic State Technical University (BSTU) «VOENMEH» named after D. F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russia.

SPIN-code: 4369-7020

AuthorID (RSCI): 958534

Correspondence address: pobelyanskiy@inbox.ru

**DMITRIEV Dmitriy Konstantinovich**, Postgraduate Student of A8 Engines and Power Plants of Aircraft Department, BSTU «VOENMEH» named after D. F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russia.

SPIN-code: 2788-4700

AuthorID (RSCI): 1102066

Correspondence address: dima21021998@yandex.ru

**LEVIKHIN Artem Alekseyevich**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Head of A8 Engines and Power Plants of Aircraft Department, BSTU «VOENMEH» named after D. F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russia.

SPIN-code: 3891-7890

AuthorID (RSCI): 874433

Correspondence address: komdep@bstu.spb.su

#### For citations

Pobelyansky A. V., Dmitriev D. K., Levikhin A. A. Intensification of convective heat exchange of walls of heat pipe of 3D-printed micro-sized turbojet engine // Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering. 2022. Vol. 6, no. 1. P. 128–138. DOI: 10.25206/2588-0373-2022-6-1-128-138.

Received February 11, 2022.

© A. V. Pobelyansky, D. K. Dmitriev, A. A. Levikhin