

## ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2019

- Л. А. Магеррамова** доктор технических наук, старший научный сотрудник, начальник сектора исследовательского центра «Динамика, прочность, надёжность»;  
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;  
[info@ciam.ru](mailto:info@ciam.ru)
- Ю. А. Ножницкий** доктор технических наук, профессор, директор исследовательского центра «Динамика, прочность, надёжность»;  
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;  
[nozhnitsky@ciam.ru](mailto:nozhnitsky@ciam.ru)
- С. А. Волков** начальник отдела камер сгорания;  
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;  
[info@ciam.ru](mailto:info@ciam.ru)
- М. Е. Волков** начальник комплекса установок «ВИК» исследовательского центра «Динамика, прочность, надёжность»;  
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;  
[info@ciam.ru](mailto:info@ciam.ru)
- В. Ж. Чепурнов** научный сотрудник отдела «Газовые турбины»;  
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;  
[info@ciam.ru](mailto:info@ciam.ru)
- С. В. Белов** начальник сектора отдела «Газовые турбины»;  
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;  
[info@ciam.ru](mailto:info@ciam.ru)
- И. С. Вербанов** инженер 2 категории отдела «Авиационные двигатели»;  
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;  
[info@ciam.ru](mailto:info@ciam.ru)
- С. В. Заикин** начальник КБ «Аэрокосмические двигатели»;  
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;  
[info@ciam.ru](mailto:info@ciam.ru)

Важными преимуществами при внедрении аддитивных технологий (АТ) являются возможности уменьшения массы, упрощения конструкции, снижения затрат времени и средств на разработку, изготовление и эксплуатацию. На основе применения АТ можно существенно повысить топливную эффективность, улучшить экологические и другие характеристики авиационных двигателей. В ЦИАМ в настоящее время проводятся исследования возможности применения АТ при создании различных деталей и узлов двигателей. Приведены примеры разработок, выявлены преимущества применения АТ и обозначены проблемы, возникающие при внедрении этих технологий. Спроектированы с использованием методов оптимизации и с учётом возможностей АТ изготовлены модели лопаток турбин с высокоэффективной системой охлаждения, в частности, с проникающим охлаждением. Показаны возможности применения АТ для изготовления элементов пресс-форм для прецизионного литья лопаток газотурбинных двигателей (ГТД) из жаропрочных сплавов и керамических стержней. Спроектированы и изготовлены методом АТ элементы двухзонного фронтального модуля малоэмиссионной камеры сгорания перспективного ГТД. Проводятся исследования перспективных ветвистых

древовидных каналов теплообменных аппаратов с взаимно-пористыми телами, которые могут быть изготовлены только методами АТ и применение которых позволит повысить эффективность теплообмена при меньшей массе, чем у конструкций, изготовленных по традиционным технологиям. АТ применены для изготовления сложных элементов прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД). Проведены успешные огневые испытания напечатанных секций камер сгорания. Разработаны ячеистые конструкции для применения в деталях ГТД с целью снижения их массы. Изготовлены методом АТ модельные полые лопатки с ячеистым наполнителем. Проведены испытания спроектированных ячеистых образцов. Показаны возможности снижения массы элементов конструкции при использовании ячеистых структур, полученных методами АТ. Осуществляются исследования созданных с помощью АТ полых дисков турбин и других деталей двигателя. Проведённые работы показывают перспективность применения АТ при создании широкого спектра деталей и узлов двигателей.

*Авиационные двигатели; детали; узлы; аддитивные технологии.*

---

**Цитирование:** Магеррамова Л.А., Ножницкий Ю.А., Волков С.А., Волков М.Е., Чепурнов В.Ж., Белов С.В., Вербанов И.С., Заикин С.В. 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

### **Охлаждаемые лопатки турбин**

Одним из основных направлений повышения топливной эффективности ГТД является повышение температуры газа перед турбиной. При достигнутом уровне температуры газа перед турбиной  $T_g^* = 1850 \div 1950$  К дальнейшее увеличение температуры возможно только при разработке более эффективных систем охлаждения лопаток турбины и/или новых конструкционных материалов и покрытий. В связи с усложнением систем охлаждения лопаток применение традиционных технологий их изготовления становится затруднительным или невозможным, поэтому применение для создания лопаток турбин технологии послойного синтеза (АТ) весьма актуально.

Преимущества применения технологии селективного лазерного сплавления (SLM, СЛС) для изготовления лопаток заключается в возможности реализации невыполнимых ранее или сложно выполнимых с технологической точки зрения схем охлаждения лопатки, в частности, создание лопатки с системой проникающего охлаждения или со структурой пористого материала. Особенностью SLM является высокая шероховатость поверхности изготовленной детали, причём шероховатость поверхности различна на разных участках детали [1]. Шероховатость поверхности зависит от размера частиц порошка, режимов спекания и от ориентации детали в 3D принтере. При проектировании лопатки, планируемой к изготовлению по технологии SLM, необходимо обеспечить требуемые гидравлические характеристики каналов воздушного охлаждения, в том числе исключить появление «поддержек» во внутренних полостях системы охлаждения лопатки.

В настоящее время из-за высокой шероховатости наружную поверхность лопатки необходимо дополнительно обрабатывать, а предназначенные для плёночного охлаждения различные отверстия в профильной части лопатки осложняют эту обработку. В работе [2] проведено исследование поверхности каналов при различной ориентации опытного образца в камере 3D принтера. Получено, что отличие проходной площади отверстий от проектных значений может достигать 76%. В связи с этим целесообразно выращивать лопатки без перфорации, а отверстия выполнять по традиционной технологии (обычно электроэрозионным методом или с помощью лазера).

В настоящее время существует несколько жаропрочных сплавов, порошки которых возможно использовать в технологии SLM: Inconel 718, Inconel 939 зарубежного

производства и ЭП648ПС, ЭП741НП отечественного производства. Представленные материалы не обладают требуемыми прочностными свойствами для изготовления рабочих лопаток турбин высокого давления с температурой металла, достигающей 1150°С. Современные лопатки высокотемпературных турбин изготавливают из монокристаллических сплавов. Работы по послойному синтезу монокристаллических образцов начаты [3], но пока не достигли стадии промышленного применения.

В связи с перечисленными выше особенностями технологии SLM пока не могут быть применены для изготовления лопаток перспективных высокотемпературных турбин, однако 3D печать активно используется для изготовления лопаток с целью отработки новых систем охлаждения на экспериментальных образцах. Данная технология позволяет уже на стадии проектирования изготавливать лопатки и проводить экспериментальные исследования эффективности системы охлаждения, дорабатывать и оптимизировать конструкции без значительных затрат на изготовление образцов по традиционным технологиям.

Для исследования эффективности перспективных систем охлаждения в ЦИАМ создан научно-технический задел и проводятся пакетные испытания решёток профилей с лопатками турбин, изготовленными методами АТ. При экспериментальных исследованиях удалось получить данные о температурных полях на профильных поверхностях и расходных характеристиках систем охлаждения лопаток при обтекании турбинных решёток газовым потоком. Эти данные позволяют оценить эффективность системы охлаждения и выявить зоны возможного локального перегрева лопатки.

В ЦИАМ проведены испытания опытных лопаток, изготовленных по SLM технологии из жаропрочного сплава Inconel 718 с перспективной системой охлаждения при температуре газового потока  $T_G^*$  на 100-150 К, превышающей достигнутую на серийных двигателях. В процессе испытаний выполнено термометрирование образцов рабочих охлаждаемых лопаток с проникающей системой охлаждения при температуре газа на входе в решётку до  $T_G^* = 2000$  К при относительном расходе охлаждающего воздуха

$G_B = 4,5-4,8\%$ , определены значения эффективности охлаждения  $\theta$  в среднем сечении образцов лопаток. Эффективность охлаждения лопаток определялась по измеренной температуре газового потока на входе в решётку по известной зависимости

$$\theta = \frac{T_G^* - T_L}{T_G^* - T_B^*},$$

где  $T_G^*$  – температура газа на входе в решётку;  $T_L$  – температура лопатки;

$T_B^*$  – температура охлаждающего воздуха на входе в лопатку.

При температуре газового потока  $T_G^* = 2000$  К и расходе охладителя  $G_B = 4,5\%$  экспериментальные значения эффективности охлаждения в среднем сечении лопатки составили  $\theta = 0,55-0,7$ . Анализ результатов испытаний показал, что при использовании исследованной системы охлаждения температура газа перед турбиной может быть повышена до требуемого уровня.

При разработке высокоэффективных систем охлаждения проводятся расчётно-экспериментальные исследования интенсивности теплообмена и гидравлических характеристик на образцах элементов лопатки, включающих как наружные поверхности лопатки, так и охлаждающие каналы различных форм. Для изготовления опытных образцов активно применяются АТ. Исследование процессов теплообмена и гидравлических характеристик на образцах весьма популярно в мире и широко применяется в ЦИАМ, что позволяет детально определять теплогидравлические характеристики элементов лопаток, а также верифицировать их математические модели. На рис. 1, а показан изготовленный по технологии SLM экспериментальный образец для исследования интенсивности теплообмена на профиле сопловой лопатки турбины высокого давления

(ТВД). На рис. 1, б – г показаны модель и опытный образец – элемент рабочей лопатки с системой проникающего охлаждения для исследования гидравлических характеристик и интенсивности теплообмена в щелевых каналах лопатки.

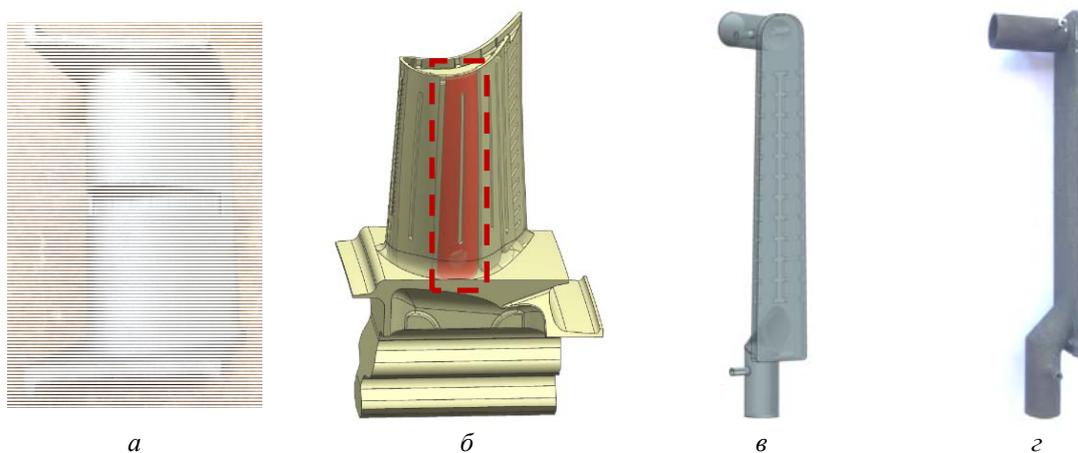


Рис. 1. Экспериментальные образцы для исследования процессов теплообмена и гидравлических характеристик:

- а – изготовленный экспериментальный образец для исследования интенсивности теплообмена на профиле сопловой лопатки;*
- б – 3D-модель рабочей лопатки с выделенным исследуемым каналом;*
- в – 3D-модель щелевого канала; г – изготовленный щелевой канал*

### **Изготовление оснастки для литья охлаждаемых лопаток турбин**

Традиционная технология производства охлаждаемых лопаток методом прецизионного литья включает множество операций, в том числе изготовление металлических пресс-форм для оболочки и стержня методами механической обработки, изготовление керамических стержней, выплавляемых моделей, керамических оснасток.

Изготовление пресс-формы методом механической обработки – длительный и сложный технологический процесс, включающий получение заготовок деталей пресс-формы из поковок, проката или литьём из инструментальных сталей, предварительную обработку заготовок на станках с ЧПУ, слесарную обработку, термическую обработку, чистовую обработку заготовок деталей на металлорежущих станках, доводку наиболее ответственных поверхностей заготовок деталей пресс-форм, контрольную сборку и испытание пресс-формы. Все эти трудоёмкие и длительные операции производства пресс-форм можно заменить выращиванием их из твёрдой стали методом СЛС [4-6].

На рис. 2, а показаны выращенные элементы пресс-формы для изготовления выжигаемых моделей для литья лопаток. Таким же образом может быть изготовлена пресс-форма для шликерного формования или изготовления выжигаемой модели стержня (рис. 2, б).

Одной из важных задач при изготовлении литьём лопаток с перспективными высокоэффективными схемами охлаждения по технологии литья является получение керамического стержня, формирующего внутренние каналы лопатки. 3D-модель стержня представляет собой сложную внутреннюю полость охлаждаемой лопатки. Стержень будет служить вкладышем в пресс-форму для изготовления литейной формы и в последующем должен удаляться с помощью щелочи. Ввиду сложной конфигурации каналов применение пресс-форм для изготовления таких стержней не всегда возможно.

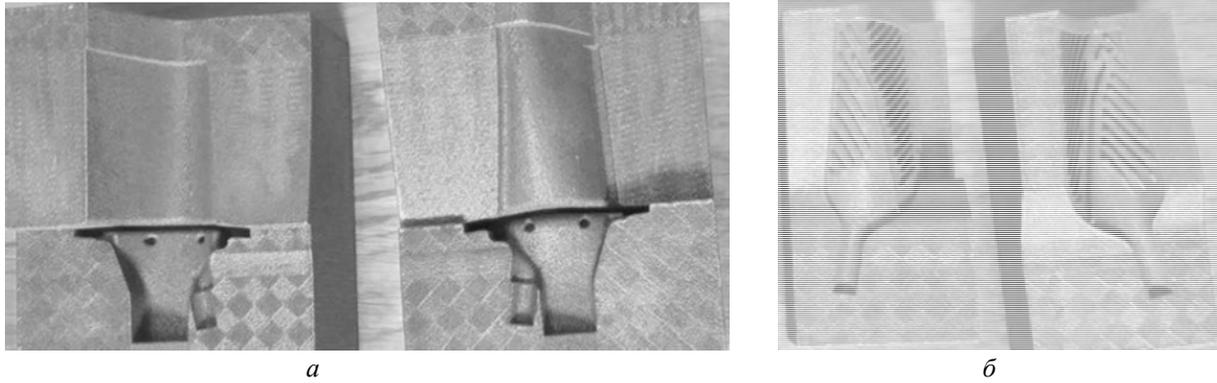


Рис. 2. Напечатанные методом СЛС металлические элементы пресс-форм для литья турбинной лопатки: для наружной оболочки (а), для стержня (б)

Керамический стержень можно напечатать по трёхмерной модели. В этом случае выращивание с помощью АТ (методами SLA и DLP) керамических стержней для литья может существенно снизить трудоёмкость изготовления лопаток.

Стереолитография (SLA) – метод послойного отверждения одной или несколькими лазерными головками специальной керамической пасты – смеси фотополимера с керамическим порошком. На рис. 3, а, б представлены стержни лопаток, изготовленные методом SLA на установках «3DCeram» и «Lithoz» соответственно.

В отличие от технологии SLA в DLP (цифровой светодиодной проекции) на поверхность построения проецируется изображение целого слоя до затвердевания полимерной смолы. Таким образом слой за слоем формируется будущий прототип детали. Установки, работающие по технологии DLP, по точности и качеству изготовления сопоставимы с установками, использующими технологию стереолитографии (SLA), а применение светодиодных проекторов обеспечивает снижение стоимости 3D установок DLP. Основным недостатком метода DLP является высокая стоимость фотополимерной смолы. На рис. 3, в представлен стержень рабочей лопатки, изготовленный по технологии DLP на установке «Admatec».

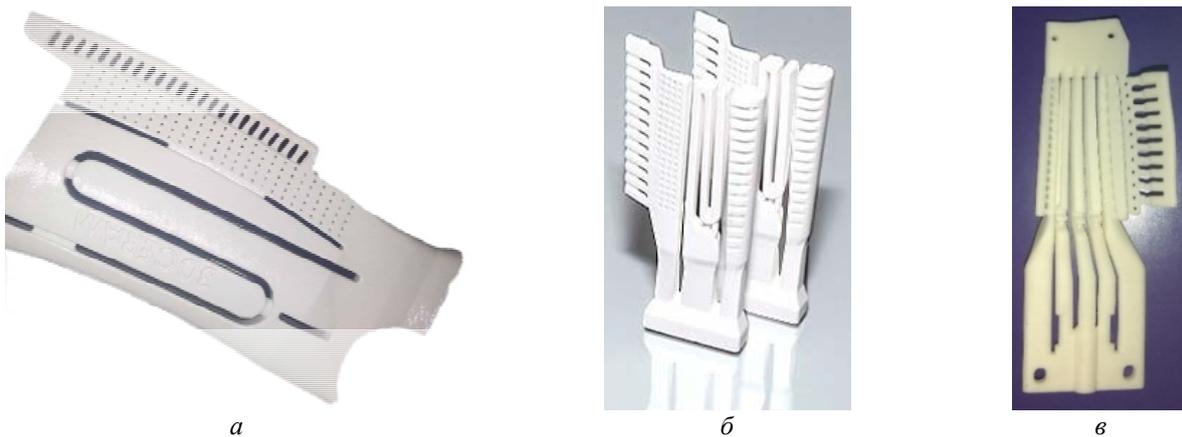


Рис. 3. Стержни лопаток, изготовленные по технологии SLA на установках «3DCeram» (а) и «Lithoz» (б); по технологии DLP на установке «Admatec» (в)

Общим недостатком для технологий SLA и DLP является значительная (достигающая 30%) усадка, проявляющаяся при выжигании из заготовки керамической детали

фотополимера, в связи с чем необходима корректировка исходной 3D-модели стержня таким образом, чтобы конечная деталь имела минимально допустимые отклонения от требуемых размеров.

Также применение АТ для изготовления стержней лопаток затруднено отсутствием в России отечественных промышленных установок, связующих фотополимеров и керамических порошков для SLA и DLP. Кроме того, необходимо проведение исследований по определению эксплуатационных свойств «напечатанных» стержней, в том числе по обеспечению возможности удаления их из заготовок отлитых лопаток.

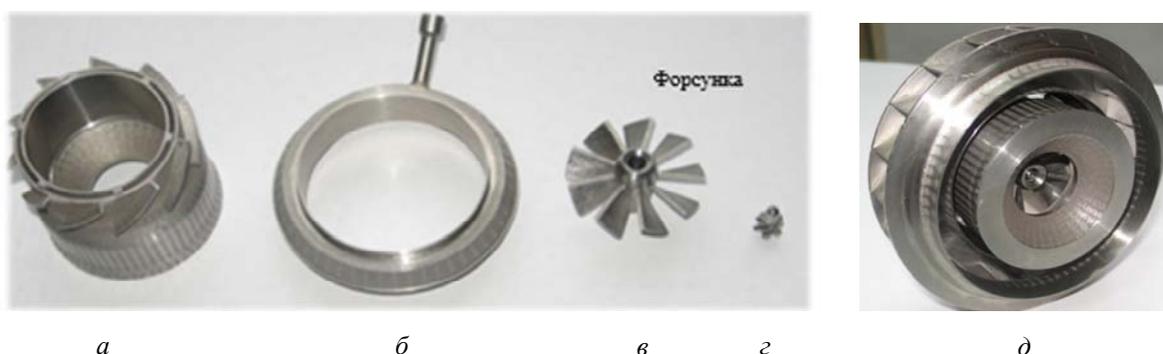
Применение 3D печати керамических стержней, а также пресс-форм для перспективных литых лопаток может существенно снизить трудоёмкость изготовления лопаток турбин и позволит создавать лопатки с высокоэффективными системами охлаждения.

### Элементы камер сгорания

В настоящее время в мировой практике имеется опыт изготовления двухзонных фронтальных модулей TAPS II (Twin Annular Premixing Swirler) методом SLM. Это позволяет снизить массу фронтальных модулей, уменьшить стоимость изготовления, обеспечить требуемую стабильность расходных характеристик для воздуха и топлива, а также характеристик распыливания топлива.

В авиационных камерах сгорания используется схема организации процесса горения бедной однородной смеси с предварительным испарением и смешением топлива с воздухом. При использовании этой схемы удаётся добиться более низких выбросов оксидов азота по сравнению с получаемыми при использовании других схем. Реализация способов снижения эмиссии  $\text{NO}_x$  для перспективных схем малоэмиссионных камер сгорания возможна при условии внедрения аддитивных методов изготовления фронтальных модулей.

В ЦИАМ спроектирован двухзонный фронтальный модуль (ДФМ) с целью снижения эмиссии  $\text{NO}_x$  на 45-60%. Для изготовления деталей ДФМ методом SLM в качестве материала был выбран порошок высоколегированной нержавеющей стали PH1. Минимальная толщина слоя – 20 мкм, минимальная толщина стенки детали – 0,3-0,4 мм. По 3D технологическим моделям на установке EOSINT M280 изготовлены основные детали ДФМ: завихритель воздушный, распылитель, шнек и форсунка (рис. 4, а – г). Остальные детали изготовлены из стандартного материала 12Х18Н10Т с использованием сварки и пайки. Осуществлена общая сборка опытного экземпляра ДФМ (рис. 4, д) с применением изготовленных сборочных единиц. Запланированы испытания.



*Рис. 4. Двухзонный фронтальный модуль. Напечатанные основные детали: завихритель (а), распылитель (б), шнек (в), форсунка (г). ДФМ в сборе (д)*

## Теплообменные аппараты

Целью конструирования теплообменных аппаратов (ТА) является стремление создать структуру, обеспечивающую максимизацию теплоотдачи, минимизацию гидравлических потерь для обоих участвующих в теплообмене теплоносителей при обеспечении герметичности, лёгкости, компактности и прочности.

Применение взаимно-пористых структур и топологически оптимальных ветвистых древовидных теплообменных каналов позволит добиваться большей эффективности и лучших массогабаритных характеристик ТА по сравнению с трубчатыми и пластинчатыми схемами ТА. Взаимно-пористые тела – это разновидность пористых теплообменных элементов, в каркасе которых образованы каналы для теплоносителя. При этом поверхности данного пористого тела разграничивают течение двух теплоносителей, образуя две структуры каналов, герметичных по отношению друг к другу.

С помощью оптимизационных численных генетических алгоритмов, внедряемых в программные инженерные комплексы, в ближайшем будущем возможно проектирование ветвящихся древовидных теплообменных аппаратов (ВДТА) с каналами, по эффективности приближающимися к кровеносной системе человека.

В настоящее время перспективным направлением в мировых исследованиях в области проектирования, в том числе ТА, является разработка генетических и иных методов топологической оптимизации. В двухмерной постановке задача поиска оптимальной геометрической формы охлаждающего устройства сформулирована в [7]. Применительно к теплообменным аппаратам рекуперативного типа, в которых теплообмен осуществляется между двумя потоками через тонкую стенку, алгоритмы прямой топологической оптимизации конструкций крайне сложны и в настоящий момент известными программными средствами не реализованы.

Взаимно-пористые тела можно изготовить с использованием АТ. Применение АТ открывает возможности изготовления теплообменных аппаратов с оптимальной топологией каналов без присущих существующим технологиям производства ограничений, что открывает широкие перспективы для оптимизации конструкций. В ЦИАМ ведутся работы по проектированию и изготовлению методами АТ перспективных ветвистых ТА-демонстраторов с взаимно-пористой теплообменной структурой.

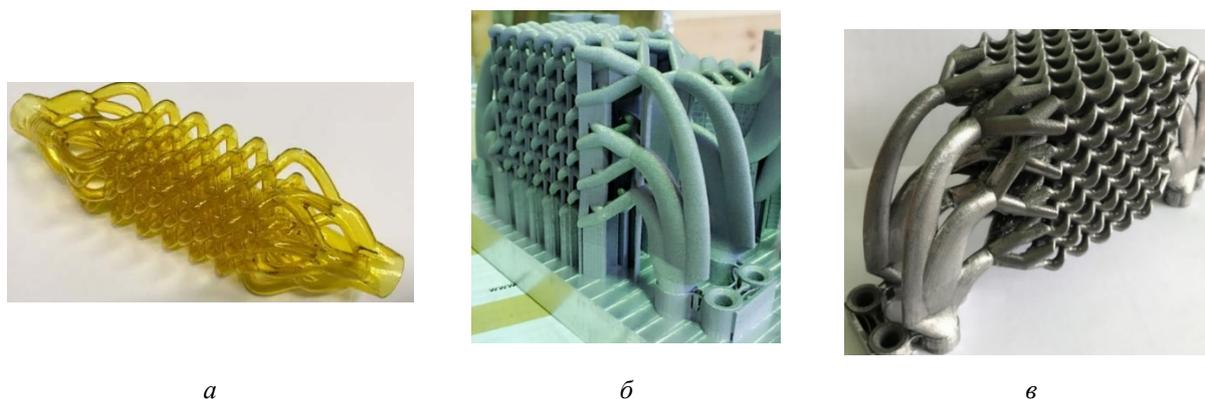
Для гидравлических исследований равномерности распределения потоков жидкости по ветвям и каналам древовидных теплообменников с пористыми структурами в лабораторных условиях целесообразно использовать прозрачные образцы высокой точности, изготавливаемые на фотополимерных 3D принтерах. Пример образца, изготовленного в ЦИАМ, представлен на рис. 5, а.

Осуществлена первичная технологическая отработка методики изготовления с использованием АТ.

Представленный теплообменник проектировался как демонстратор технологии и первый металлический образец ветвящегося древовидного ТА. Для печати была подготовлена 3D модель ВДТА, которая включала в себя последовательно ветвящиеся каналы и теплообменную взаимно-пористую матрицу теплообменника [8]. Изготовление было осуществлено послойным спеканием алюминиевого порошка (AlSi10Mg) методом DMLS (Direct metal laser sintering – прямое лазерное спекание металлов) (рис. 5, б).

Проблемой после печати ВДТА стало удаление поддержек. Исключив использование поддержек, DMLS методом не удалось бы распечатать образец ВДТА из алюминиевого порошка. Теплообменная поверхность имеет две характерные зоны: последовательно ветвящиеся теплообменные каналы и взаимнопористые теплообменные структуры. Первично оба типа этих поверхностей были обработаны грубым механическим способом, что привело к нарушению целостности конструкции в нескольких ме-

стах. Доводка и шлифовка осуществлялись вручную с использованием ручных фрезеральных и шлифовальных машин (рис. 5, в).



*a*

*б*

*в*

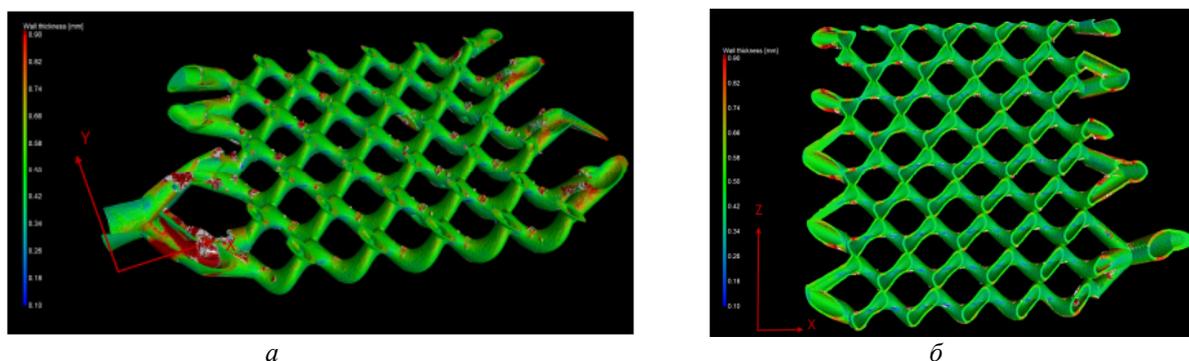
*Рис. 5. ВДТА:*

*a* – образец ветвящейся древовидной структуры;  
*б* – 3Д модель фото после изготовления АТ с поддержками;  
*в* – после ручной фрезерной обработки и шлифовки

Для анализа полученной структуры был использован метод томографической инспекции на системе RayScan+.

Анализ напечатанного ВДТА показал, что на большей части длины трубочек их толщина варьируется от 0,4 до 0,5 мм. Во впадинах спиралей трубочек сверху и снизу относительно оси *Z* наблюдалось локальное увеличение толщины до 0,9 – 1,2 мм (рис. 6, *a*). Был сделан вывод, что утолщения трубочек соответствуют местам крепления технологической поддержки. Внутренняя поверхность каналов чистая, без значительных остатков порошка, без его налипания или засоров, шероховатость внутренней поверхности соответствует качеству наружной поверхности. В вертикальном направлении присутствовали регулярные утонения стенок трубочек (рис. 6, *б*). Толщина стенки в этих местах составляла 0,2 – 0,3 мм, что может быть связано с особенностью процесса спекания порошка в указанной области.

Полученная конструкция ветвящегося древовидного теплообменника обладает умеренной шероховатостью. Необходима доработка технологического процесса печати. В дальнейшем также необходима обработка поверхностей теплообменника, например гидроабразивным, электроэрозионным или другим методом.



*a*

*б*

*Рис. 6. Томографический анализ ВДТА: распределения толщин стенок в одном слое трубочек (а); внутренняя структура каналов трубочек (б)*

### Детали прямооточного воздушно-реактивного двигателя

АТ активно применяются для изготовления сложных элементов ПВРД. К таким элементам относятся критические участки разгонных сопел для моделирования высокоскоростных потоков, элементы дроссельных моделей со сложной геометрической формой (рис. 7, *а*), напечатанные по трёхмерным моделям без подготовки чертежей. Применение АТ упростило технологию изготовления фронтного устройства (ФУ) огневого подогревателя (рис. 7, *б*), сократило время и уменьшило стоимость его изготовления.

Экспериментальная отработка перспективных моделей ПВРД сопряжена с определёнными трудностями их охлаждения, так как температура торможения воздушного потока, в котором происходит полёт летательного аппарата, превышает 1250 К. Это делает невозможным воздушное охлаждение элементов ПВРД, как это осуществляется в ГТД. Для охлаждения камер сгорания (КС) используют имеющееся на борту горючее. В этом случае из-за ограниченного хладоресурса диаметры каналов охлаждения должны быть минимальных размеров. С помощью АТ изготовлены секции экспериментальных КС ПВРД с регенеративной системой охлаждения (рис. 7, *в*) с размерами каналов  $1,5 \times 2$  мм, а также секции КС с размерами каналов  $3 \times 3$  мм и толщиной стенки 0,5 мм, предназначенные для испытаний перспективных жаростойких композиционных материалов с рабочей температурой до 2600 К (рис. 7, *г*).

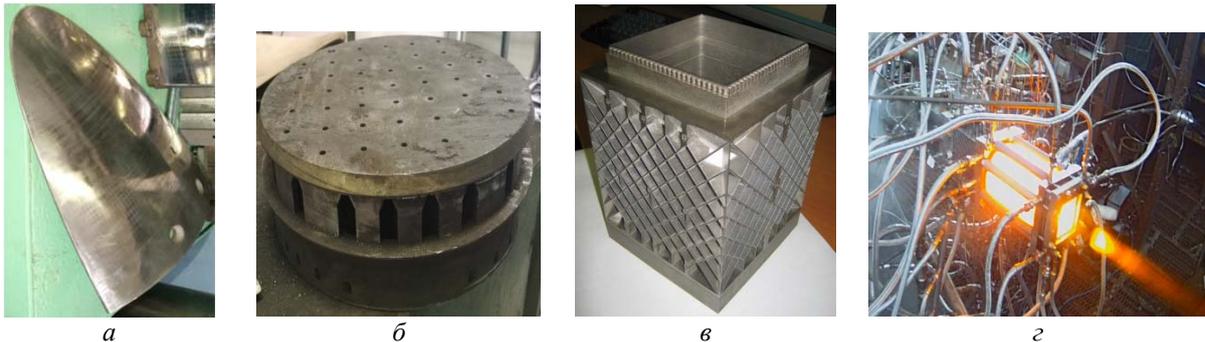


Рис. 7. Напечатанные элементы ПВРД:  
*а* – масштабная дроссельная модель; *б* – корпус ФУ; *в* – секции экспериментальной КС;  
*г* – огневые испытания напечатанной секции КС

Критические участки профилированных аэродинамических сопел для работы при полных температурах более 2000 К в ядре газового потока планируется изготавливать АТ из порошков жаропрочных бронз (БрХ0.8, сплав 1, сплав 273) фракции 5-10 мкм с формированием каналов охлаждения с переменным профилем.

Выращенная из нержавеющей стали деталь дроссельного узла с тонкими каналами (рис. 8, *а*) была подвергнута томографической инспекции.

Внутренняя структура каналов представлена на рис. 8, *б*. Из-за высокой радиационной толщины наружного диска вдоль каналов присутствуют области с пониженной контрастностью, что не позволяет применить автоматический анализ качества поверхности. Однако контрастность изображения достаточна для визуальной оценки. На изображениях можно увидеть, что на протяжении всей длины не наблюдается засоров, недопустимого уменьшения проходного сечения и шероховатости стенок каналов.

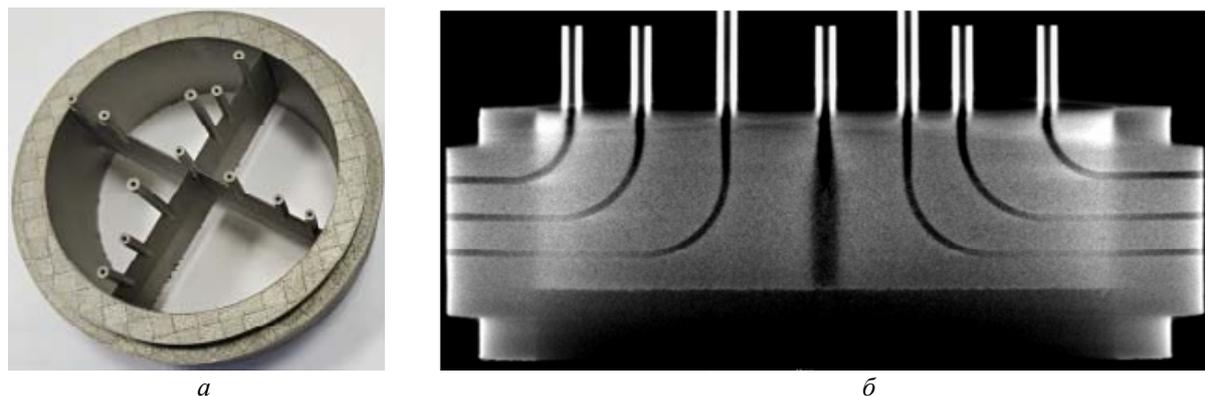


Рис. 8. Деталь дроссельного узла:  
а – внешний вид; б – томографический снимок внутренней структуры каналов

### Ячеистые структуры

Снижение массы деталей и узлов авиационных двигателей можно обеспечить путем применения ячеистых и решётчатых конструкций.

Применение ячеистых структур может позволить обеспечить требуемую жёсткость и прочность деталей, подверженных растяжению, сжатию, изгибу, в том числе ударным нагрузкам. Разрушение отдельных элементов решётчатой / ячеистой конструкции не ведёт к разрушению всей детали в отличие от ситуации в обычном цельнометаллическом объекте, в котором трещина продолжает расти с ростом нагрузки и может привести к разрушению всей детали.

Изготовление деталей, содержащих ячеистые конструкции, возможно аддитивными методами.

В ЦИАМ проводятся исследования прочностных характеристик ячеистых структур и разрабатываются лёгкие содержащие ячеистые структуры детали для использования в конструкциях лопаток, корпусов [9-12]. Проводятся расчётные и экспериментальные исследования, на основе которых определены некоторые рациональные структуры с учётом различного вида нагрузок. Для выявления возможности применения технологии SLM спроектированы и напечатаны различные образцы для испытаний и лопатки с решётчатыми и ячеистыми структурами.

На рис. 9 показаны: а) металлическая модель лопатки компрессора с наполнителем в виде гофра с томографическими снимками сечений, б) металлическая модель лопатки компрессора с ячеистым наполнителем, в) стереолитографическая модель лопатки компрессора с ячеистой структурой, г) металлическая модель лопатки турбины низкого давления (ТНД) с томографическими снимками сечений.

Возможность изготовления таких конструкций подтверждается результатами томографической инспекции. В ЦИАМ проведены исследования различных видов ячеистых структур. Для выявления характеристик ячеистых конструкций выбрано несколько вариантов структур, для которых проведены численные и экспериментальные исследования. Спроектированы плоские образцы, которые представляют собой сэндвич-панели, состоящие из сплошных пластин, пространство между которыми заполнено ячеистыми структурами.

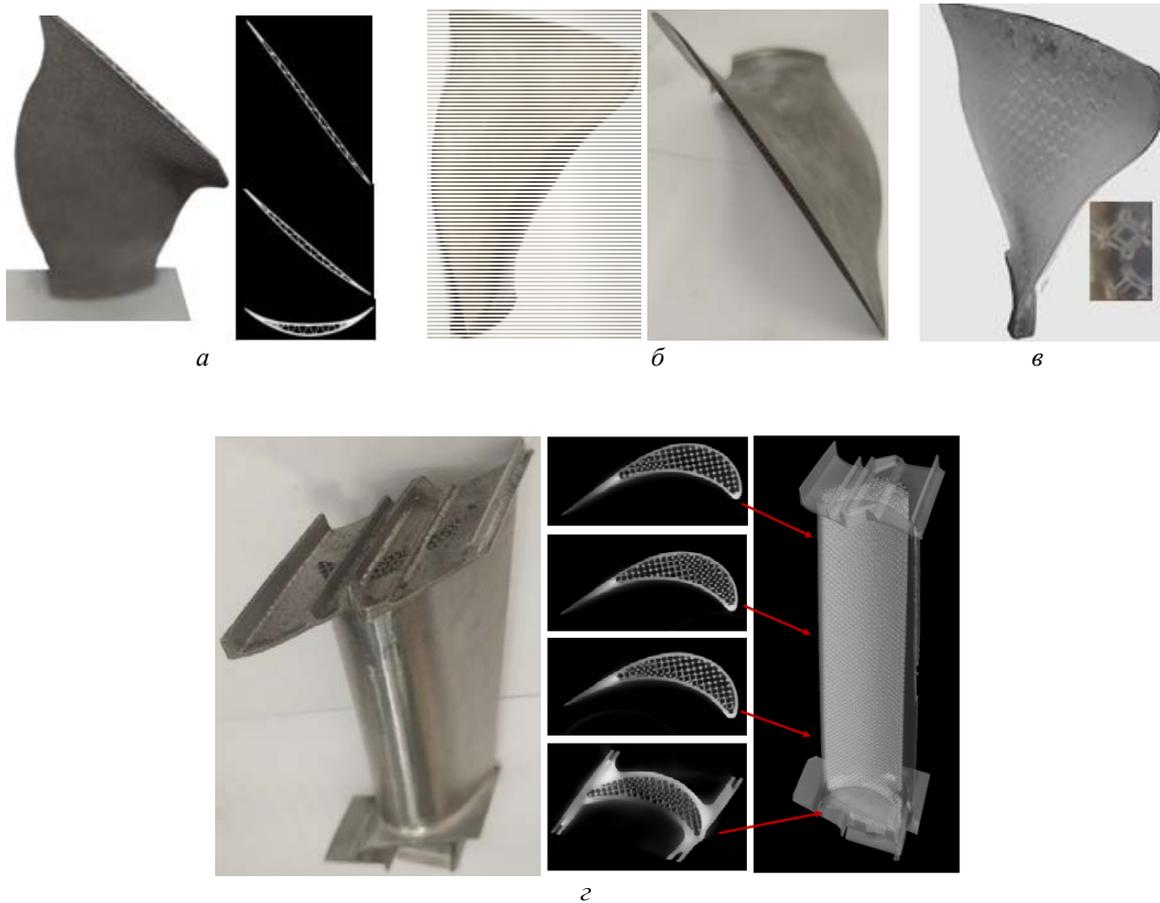


Рис. 9. Напечатанные лопатки с решётчатыми и ячеистыми структурами:  
 а – металлическая модель лопатки компрессора с наполнителем в виде гофра с томографическими снимками сечений;  
 б – металлическая модель лопатки компрессора с ячеистым наполнителем;  
 в – стереолитографическая модель лопатки компрессора с ячеистой структурой;  
 г – металлическая модель лопатки ТНД с томографическими снимками сечений

Образцы изготовлены из порошка (10-40 мкм) титанового сплава CL41 Ti (Ti6Al4V) методом (SLM) на установке Concept Laser M2 Cusing SingleLaser 400W. Использовано программное обеспечение Materialise Magics.

Образцы состоят из пластин, соединённых ячеистыми структурами. На рис. 10 приведён эскиз и напечатанный образец с ячеистой структурой для испытаний на растяжение.



Рис. 10. Образец с ячеистой структурой для испытаний на растяжение:  
 эскиз (а); напечатанный образец (б)

Проведены испытания образцов на растяжение с тремя типами ячеистых структур: тип 1 – ромбический додекаэдр, размер ячейки  $4 \times 4 \times 4$  мм, толщина элемента  $\sim 0,6$  мм, сечение элемента – окружность (RD4); тип 2 – додекаэдр, размер ячейки  $3,5 \times 3,5 \times 3,5$  мм, толщина элемента  $\sim 0,4$  мм, сечение элемента – треугольник (DM3.5); тип 3 – ромбический додекаэдр, размер ячейки  $3,5 \times 3,5 \times 3,5$  мм, толщина элемента  $\sim 0,5$  мм, сечение элемента – окружность (RD3.5).

Проведено численное моделирование растяжения образцов с ячеистыми структурами. Для определения разрушающих нагрузок образец растягивался силами различной величины до достижения напряжений в элементах, соответствующих значениям, несколько превышающим предел прочности литейного титанового сплава. На рис. 11 показаны результаты расчётов.

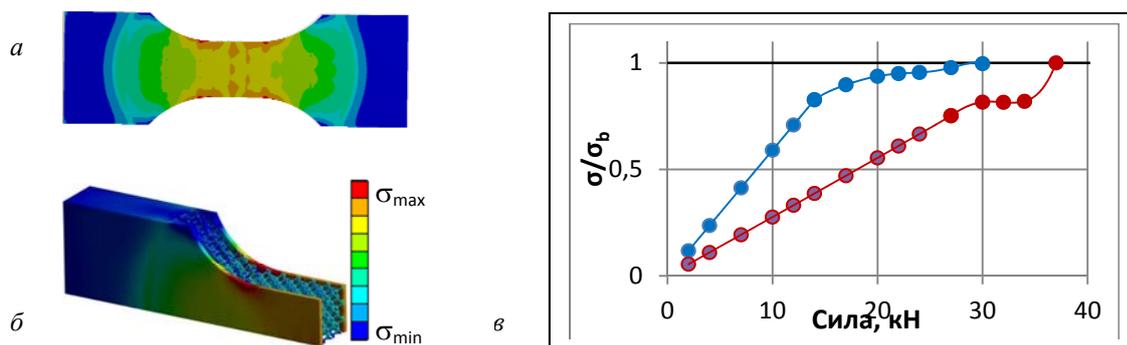


Рис. 11. Напряжения по Мизесу в образце RD4 ( $a = 4$  мм,  $t = 1$  мм) при нагружении силой  $\sim 30$  кН: а – в пластине; б – в образце; в – в зоне максимальных напряжений (фрагмент), зависимость максимальных относительных напряжений в сплошной пластине (синяя линия) и ячеистой структуре (красная линия) от приложенной силы для образца RD3.5

Значения расчётных нагрузок при относительной (к пределу прочности) величине максимальных напряжений, равной 1, для пластин и ячеистой части образца RD3.5 составляют  $\sim 30$  кН и 37,5 кН соответственно. Значения максимальных напряжений в пластинах выше, чем в ячейках. В узлах ячеек напряжения меньше, чем в элементах стержней. Определённые экспериментально значения разрушающих образец нагрузок находились в пределах от 36,7 до 45,0 кН, что близко к расчётным значениям. Разрушения происходили в зоне галтели между рабочей частью и частью для крепления образцов. Этому способствовала концентрация напряжений в данной зоне. При этом первоначально разрушается тонкая пластина. Ячеистая структура продолжает деформироваться и разрушается позже. Распределение напряжений при расчётном моделировании испытаний продемонстрировало такой же характер разрушения.

На основе проведённых исследований для трёх различных видов ячеистых структур определены механические характеристики рассмотренных конструкций. Выявлено, что соотношение «прочность/масса» при растяжении рассмотренных ячеистых образцов в 1,76 – 2,36 раза выше, чем у сплошных образцов.

При изготовлении лёгких деталей с внутренними ячеистыми / решётчатыми структурами можно сэкономить дорогие материалы, уменьшить время построения и энергопотребление в аддитивных процессах. Кроме того, ячеистым / решётчатым структурам могут быть приданы специальные свойства, такие как высокая относительная прочность, высокая относительная жёсткость, хорошие характеристики поглощения энергии, термоизоляция, что делает эти конструкции перспективными для авиационных приложений. Полученные результаты подтверждают целесообразность дальнейших исследований ячеистых конструкций.

## Исследование механических характеристик напечатанных образцов

Применение АТ для деталей авиационных двигателей невозможно без знания физических и механических свойств материалов, определения характеристик конструкционной прочности, реализуемых в полученных таким образом деталях для их проектирования и расчётов на прочность.

Поэтому большое значение имеет определение механических характеристик и структуры металлических материалов получаемых аддитивными методами деталей ГТД. Необходимы испытания образцов, конструктивно подобных элементов и деталей при различных видах нагружения.

С целью определения физико-механических свойств и прочностных характеристик отечественных порошковых материалов в лаборатории ЦИАМ проводятся испытания напечатанных образцов на кратковременную, длительную прочность, малоцикловую и многоцикловую усталость, циклическую трещиностойкость. Проводится анализ характера разрушений. Полученные данные вносятся в банк экспериментальных данных по конструкционной прочности.

Ниже показан пример изучения напечатанных титановых образцов с различной ориентацией расположения на платформе построения (рис. 12, а) с целью изучения влияния направления выращивания на механические характеристики, исследования структуры (рис. 12, б, в). Приведены кривые деформирования при испытании этих образцов на растяжение при температуре 450°C (рис. 12, г), где 0°, 45°, 90° – значения угла между направлением выращивания и осью образца.

Значения полученных характеристик имеют существенный разброс, что можно объяснить отсутствием стабильности в производственных процессах. Однако есть общая тенденция. Уровень механических свойств образцов «типа» 0° выше, чем образцов «типа» 90° и 45°. Зона разрушения – вязкая с присутствием пор и несплавленных изолированных гранул.

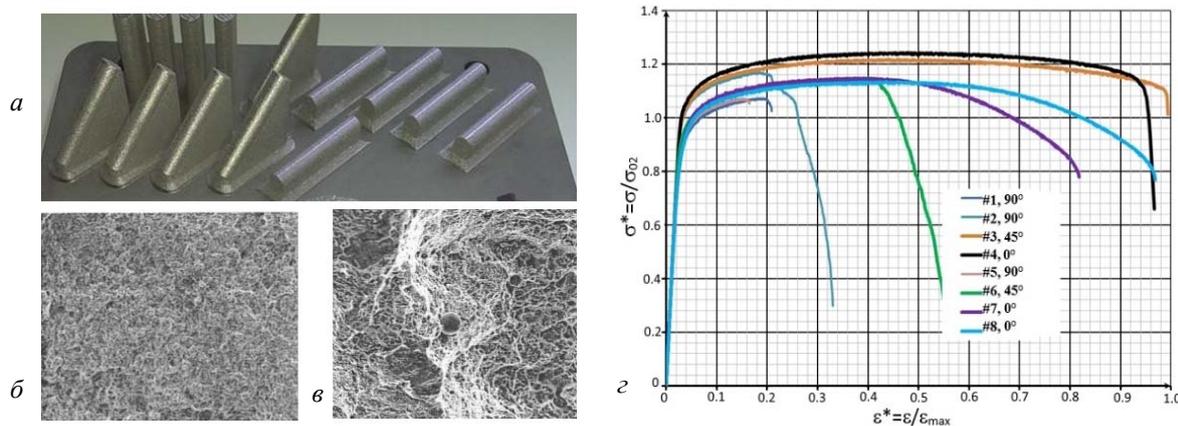


Рис. 12. Напечатанные титановые образцы:  
а – расположение образцов на платформе построения;  
б – вид излома; в – несплавленное зерно в изломе;  
г – результаты испытаний на растяжение при 450 °С

Важным аспектом является термообработка, необходимая для снятия остаточных напряжений, появившихся в процессе печати. С целью снятия термических напряжений после изготовления образцы подвергали термообработке в атмосфере аргона со следующими параметрами: нагрев до 840°C в течение четырёх часов, поддержание требуемой температуры в течение двух часов и охлаждение в печи до 500°C. Затем образцы

были подвергнуты операции горячего изостатического прессования для уплотнения материала по режиму:  $T = 930 \pm 10^\circ\text{C}$ ,  $P = 125 \pm 10$  МПа в течение четырёх часов с последующим охлаждением в печи до  $500^\circ\text{C}$ . Определены механические свойства при растяжении при  $20^\circ\text{C}$ .

Значения характеристик напечатанных образцов при рациональном выборе технологического процесса, включая постобработку, близки к соответствующим значениям характеристик литых и деформируемых сплавов.

### **Заключение**

Теоретически методами аддитивных технологий можно построить любую геометрическую сложную конструкцию. Необходима постобработка для получения образца, сравнимого по характеристикам с получаемым обычным производственным процессом. Время печати детали в основном определяется её объемом и высотой, так как это послойный процесс.

Проводятся исследования, связанные с необходимостью решения конструктивно-технологических проблем, таких как: удаление поддержек в полостях напечатанных объектов, снижение шероховатости внутренних поверхностей деталей, удаление лишнего порошка, а также с возможностями контроля, необходимостью постобработки и т.д.

При разработке высокоэффективных систем охлаждения лопаток проводятся расчётно-экспериментальные исследования интенсивности теплообмена и гидравлических характеристик на образцах – элементах лопатки, полученных по SLM технологии, включающих как наружные поверхности, так и охлаждающие каналы различных форм. В ЦИАМ создан научно-технический задел и проводятся пакетные испытания лопаток, изготовленных по АТ, для исследования эффективности перспективных систем охлаждения при температуре газового потока  $T_r^* \sim 2000$  К.

С целью сокращения длительного и трудоёмкого процесса изготовления традиционными методами пресс-форм для литья лопаток по выплавляемым моделям проведены разработки для изготовления элементов пресс-форм методами АТ. Изготовлены металлические пресс-формы для запрессовки модельного состава, напечатаны стереолитографические модели, керамические стержни. При этом обеспечивается требуемая точность изготовления элементов оснастки. Время изготовления сократилось в разы по сравнению с традиционными методами производства.

С целью снижения вредных выбросов из двигателя на 45-60% спроектирован ДФМ малоэмиссионной камеры сгорания, элементы которого изготовлены методом SLM из высоколегированной нержавеющей стали. ДФМ собран и подготовлен к испытаниям.

Изготовлен образец ВДТА – демонстратора из сплава AlSi10Mg. Исследованы технологические ограничения на толщину стенок. Показана перспективность разработки методов проектирования топологически оптимальных теплообменников, обеспечивающих лучшие теплогидравлические и массогабаритные характеристики по сравнению с традиционными пластинчатыми и трубчатыми конструкциями. По данным томографического исследования геометрические параметры конструкции приемлемы. Требуется доработка технологического процесса, в том числе выбор постобработки.

При экспериментальной отработке перспективных моделей ПВРД используются изготовленные методами АТ элементы дроссельного узла, корпуса ФУ, секции экспериментальной КС и другие детали. Проведены огневые испытания ПВРД напечатанной секции КС.

Проведены исследования ячеистых структур для создания лёгких деталей ГТД на примере испытаний на растяжение образцов, изготовленных методом SLS из титанового сплава. На основе этих исследований для трёх различных видов ячеистых структур выявлено, что соотношение «прочность/масса» при растяжении у рассмотренных ячеистых образцов в 1,76 – 2,36 раза выше, чем у сплошных. Спроектированы и изготовлены лопатка ТНД с заполненной ячеистой структурой полостью и модель лопатки вентилятора с различными вариантами ячеистых структур. Возможность изготовления таких конструкций подтверждена результатами томографической инспекции.

Проводятся испытания образцов, изготовленных методом АТ, с целью определения механических характеристик, необходимых для расчётных и проектировочных работ. В результате испытаний на растяжение при комнатной температуре напечатанных образцов из титанового порошка с различной ориентацией расположения на платформе построения и последующей термообработки установлено, что при рациональном выборе технологического процесса, включая постобработку, могут быть получены значения механических характеристик, близкие к соответствующим значениям характеристик литых сплавов.

Проведённые работы показали перспективность применения АТ в ГТД.

### Библиографический список

1. Stimpson C.K., Snyder J.C., Thole K.A., Mongillo D. Scaling roughness effects on pressure loss and heat transfer of additively manufactured channels // Proceedings of ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (June, 13-17, 2016, Seoul, South Korea). V. 5B-2016. DOI: 10.1115 / GT2016-58093
2. Stimpson C.K., Snyder J.C., Thole K.A., Mongillo D. Effectiveness measurements of additively manufactured film cooling holes // Proceedings of ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (June 26–30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA) V. 5C-2017. DOI: 10.1115/GT2017-64903
3. Назаркин Р.М., Петрушин Н.В., Роголев А.М. Структурно-фазовые характеристики сплава ЖС32-ВИ, полученного методами направленной кристаллизации, гранульной металлургии и селективного лазерного сплавления // Труды ВИАМ. 2017. № 2 (50). С. 11-17. DOI: 10.18577/2307-6046-2017-0-2-2-2
4. Магеррамова Л.А., Ножницкий Ю.А., Васильев Б.Е., Кинзбургский В.С. Применение аддитивных технологий для изготовления деталей перспективных газотурбинных двигателей // Технология лёгких сплавов. 2015. № 4. С. 7-13.
5. Магеррамова Л.А. Аддитивные технологии для изготовления охлаждаемых лопаток турбин для ГТД // Сборник тезисов научно-технического конгресса по двигателестроению (НТКД-2018). Т. 2. М.: Ваш успех, 2018. С. 194-197.
6. Magerramova L., Kratt E., Presniakov P. Application of powder metallurgy technologies for gas turbine engine wheel production // International Scholarly and Scientific Research & Innovation. 2017. V. 11, no. 9. P. 1560-1564.
7. Subramaniam V., Dbouk T., Harion J.-L. Topology optimization of conductive heat experimental investigation // Applied Thermal Engineering. 2018. V. 131. P. 390-411. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2017.12.026
8. Вербанов И.С., Гулимовский И.А. Система охлаждения многоконтурной газотурбинной установки: патент РФ № 2680636; опубл. 25.02.2019; бюл № 6.
9. Магеррамова Л.А., Свинаярева М.С., Сиверский А.С., Волков М.Е. Ячеистые структуры, изготавливаемые методами аддитивных технологий, для элементов конструкций газотурбинных двигателей // Технология лёгких сплавов. 2017. № 3. С. 26-37.

10. Магеррамова Л.А., Свинаярева М.С., Бортников А.Д. Проектирование лёгких решётчатых/ячеистых конструкций лопаток для газотурбинного двигателя и изготовление их по аддитивной технологии // *Технология лёгких сплавов*. 2017. № 4. С. 20-31.

11. Magerramova L., Volkov M., Svinareva M., Siversky A. The use of additive technologies to create lightweight parts for gas turbine engine compressors // *Proceeding ASME TurboExpo* (July, 11-15, 2018, Oslo, Norway). V. 7A. DOI: 10.1115 / GT2016-75904

12. Magerramova L., Volkov M., Afonin A., Svinareva M., Kalinin D. Application of light lattice structures for gas turbine engine fan blades // *Proceedings of the 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2018* (September, 09-14, 2018, Belo Horizonte, Brazil).

## PROSPECTS OF APPLICATION OF ADDITIVE TECHNOLOGIES TO DEVELOP PARTS AND COMPONENTS OF GAS TURBINE ENGINES AND RAMJETS

© 2019

- L. A. Magerramova** Doctor of Science (Engineering), Senior Research Officer, Head of Sector, Research Center “Dynamics, strength, reliability”;  
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;  
[info@ciam.ru](mailto:info@ciam.ru)
- Yu. A. Nozhnitsky** Doctor of Science (Engineering), Professor, Director of the Research Center “Dynamics, strength, reliability”;  
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;  
[nozhnitsky@ciam.ru](mailto:nozhnitsky@ciam.ru)
- S. A. Volkov** Head of the Department of Combustion Chambers;  
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;  
[info@ciam.ru](mailto:info@ciam.ru)
- M. E. Volkov** Head of the Complex of Testing Machines, Research Center “Dynamics, strength, reliability”;  
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;  
[info@ciam.ru](mailto:info@ciam.ru)
- V. Zh. Chepurnov** Researcher, Department of Gas turbines;  
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;  
[info@ciam.ru](mailto:info@ciam.ru)
- S. V. Belov** Head of Sector, Department of Gas Turbines;  
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;  
[info@ciam.ru](mailto:info@ciam.ru)
- I. S. Verbanov** Engineer, Department of Aircraft Engines;  
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;  
[info@ciam.ru](mailto:info@ciam.ru)
- S. V. Zaikin** Head of Design Bureau “Aerospace Engines”;  
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;  
[info@ciam.ru](mailto:info@ciam.ru)

The possibility of reducing the weight, simplifying the design, reducing the time and cost of development, production and operation are important advantages in the implementation of additive technologies (AT). The use of AT can significantly improve fuel efficiency, environmental and other characteristics of aircraft engines. The possibility of using AT in the production of various parts and components of engines is being currently investigated at CIAM. Examples of these developments, advantages of the use of AT and problems arising in the implementation of these technologies are presented in this article. Models of turbine blades with a highly efficient cooling system, in particular, with penetration cooling were designed and manufactured using optimization methods and taking into account the capabilities of AT. The possibilities of using AT for the manufacture of elements of molds

for precision casting of gas turbine engine (GTE) blades of heat-resistant alloys and ceramic rods are shown. Elements of a two-zone front module of the low-emission combustion chamber of an advanced GTE are designed and manufactured using the AT method. Research of prospective branched tree channels of heat exchangers with mutually porous bodies that can be made only by AT methods and the use of which will make it possible to increase the efficiency of heat exchange in the case of lower weight, than that of the structures made by traditional technologies, is being carried out. The AT was used to manufacture complex elements of a ramjet engine. Fire tests of printed sections of the combustion chamber were carried out successfully. Cellular structures to be used in gas turbine engine parts with the aim of reducing their weight were developed. A hollow blade model with cellular-type core was made using AT. Tests of the designed cellular prototypes were carried out. The possibilities of reducing the mass of structural elements using cellular structures obtained by AT methods are shown. Research of hollow disks of turbines and other engine components produced with the aid of AT are carried out. Despite the fact that experimental studies of structural elements obtained by additive technologies have not been completed yet, these works show the prospects for the use of AT in the development of a wide range of engine parts and components.

*Aircraft engines; parts; components; additive technologies.*

*Citation:* Magerramova L.A., Nozhnitsky Yu.A., Volkov S.A., Volkov M.E., Chepurinov V.Zh., Belov S.V., Verbanov I.S., Zaikin S.V. Prospects of application of additive technologies to develop parts and components of gas turbine engines and ramjets. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 81-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-81-98

## References

1. Stimpson C.K., Snyder J.C., Thole K.A., Mongillo D. Scaling roughness effects on pressure loss and heat transfer of additively manufactured channels. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (June, 13-17, 2016, Seoul, South Korea)*. V. 5B-2016. DOI: 10.1115 / GT2016-58093
2. Stimpson C.K., Snyder J.C., Thole K.A., Mongillo D. Effectiveness measurements of additively manufactured film cooling holes. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (June 26-30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA)*. V. 5C-2017. DOI: 10.1115/GT2017-64903
3. Nazarkin R.M., Petrushin N.V., Rogalev A.M. The structure and phase characteristics of ZhS32-VI alloy manufactured by directional solidification, granular metallurgy and selective laser melting. *Trudy VIAM*. 2017. No. 2 (50). P. 11-17. DOI: 10.18577/2307-6046-2017-0-2-2-2. (In Russ.)
4. Magerramova L.A., Nozhnitsky Yu.A., Vasiliev B.Ye., Kinzbursky V.S. The use of additive technologies for production of advanced gas-turbine engine components. *Technology of Light Alloys*. 2015. No. 4. P. 7-13. (In Russ.)
5. Magerramova L.A. Additivnye tekhnologii dlya izgotovleniya okhlazhdaemykh lopatok turbin dlya GTD. *Sbornik tezisov nauchno-tekhnicheskogo kongressa po dvigatelestroeniyu (NTKD-2018)*. V. 2. Moscow: Vash Uspekhs Publ., 2018. P. 194-197. (In Russ.)
6. Magerramova L., Kratt E., Presniakov P. Application of powder metallurgy technologies for gas turbine engine wheel production. *International Scholarly and Scientific Research & Innovation*. 2017. V. 11, no. 9. P. 1560-1564.
7. Subramaniam V., Dbouk T., Harion J.-L. Topology optimization of conductive heat experimental investigation. *Applied Thermal Engineering*. 2018. V. 131. P. 390-411. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2017.12.026
8. Verbanov I.S., Gulimovskij I.A. *Sistema okhlazhdeniya mnogokonturnoy gazoturbinnoy ustanovki* [Cooling system of a multi-circuit gas turbine unit]. Patent RF, no. 2680636, 2019. (Publ. 25.02.2019, bull. no. 6)

9. Magerramova L.A., Svinaryva M.S., Siversky A.S., Volkov M.E. Cellular structures produced by additive technologies for GTE components. *Technology of Light Alloys*. 2017. No. 3. P. 26-37. (In Russ.)

10. Magerramova L.A., Svinaryova M.S., Bortnikov A.D. Designing of light-weight cellular/lattice structures of GTE blades and their production by additive technologies. *Technology of Light Alloys*. 2017. No. 4. P. 20-31. (In Russ.)

11. Magerramova L., Volkov M., Svinareva M., Siversky A. The use of additive technologies to create lightweight parts for gas turbine engine compressors. *Proceeding ASME TurboExpo (July, 11-15, 2018, Oslo, Norway)*. V. 7A. DOI: 10.1115 / GT2016-75904

12. Magerramova L., Volkov M., Afonin A., Svinareva M., Kalinin D. Application of light lattice structures for gas turbine engine fan blades. *Proceedings of the 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2018 (September, 09-14, 2018, Belo Horizonte, Brazil)*.