

ПРОЧНОСТЬ И ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 621.438.1

ИССЛЕДОВАНИЕ КОМПЛЕКСНЫХ ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛЕЙ ГАЗОВЫХ ТУРБИН, ИЗГОТОВЛЕННЫХ АДДИТИВНЫМИ МЕТОДАМИ

Алексеев В.В.*, **Бобров А.Н.**, **Калугин К.С.****

*Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,
МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2-я Бауманская ул., 5, Москва, 105005, Россия*

** e-mail: Alekseevdimiibmstu@gmail.com*

*** e-mail: Kalugin-09@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 25.02.2019

Исследованы прочностные характеристики модели турбины, изготовленной из PLA-пластмассы с помощью аддитивных технологий. Проведены испытания турбины на прочность, и сделана оценка влияния растягивающих напряжений при вращении турбины на её работоспособность. Дана оценка использования деталей, изготовленных аддитивным методом, в различных агрегатах, в том числе в лабораторных стендах для исследования турбин на сжатом воздухе.

Ключевые слова: газовые турбины, PLA-пластмасса, прочность турбин, SLM-печать, испытание на прочность, 3D-прототипирование, коэффициент запаса прочности.

Введение

За последние десятилетия человечество достигло значительного прогресса в области изучения структур различных материалов и способов их образования. При этом стало возможным получение материалов, обладающих уникальным набором физических и химических свойств.

Перспективными являются исследования, связанные с применением аддитивных технологий в различных отраслях промышленности, в том числе в авиационном и ракетно-космическом машиностроении [1–3]. В отличие от существующих

методов производства деталей, аддитивные технологии позволяют минимизировать, а в некоторых случаях — полностью исключить необходимость механической обработки деталей [4], что существенно снижает как затрачиваемое время, так и стоимость готовой детали. Во многих международных фирмах уже применяют 3D-прототипирование различных деталей ракетных и авиационных двигателей. В настоящее время такие зарубежные компании, как Ariane Group, Aerojet Rocketdyne, Blue Origin, Rocket Lab, SpaceX [5], а также отечественные КБ Химавтоматики [6] и АО «НПО

Энергомаш» им. В.П. Глушко [7] успешно используют аддитивные технологии при изготовлении деталей узлов и агрегатов ракетносителей.

Существуют несколько основных методов 3D-печати, различающихся исходным материалом и технологией формирования деталей. В последнее время актуальным становится производство деталей с помощью селективного лазерного спекания порошков металлополимерных композиций (SLM-печать, Selective laser melting) [8].

Технология SLM-печати заключается в послойном нанесении и спекании порошка на специальном основании. Однако использование метода селективного лазерного спекания порошков связано с проблемами образования пористости и снижения прочности изготавливаемых деталей. Поэтому вопрос практического применения в ракетно-космической и авиационной технике деталей, созданных с помощью 3D-печати, до сих пор остается открытым. При внедрении аддитивных технологий в современное производство важным этапом является разработка методов предварительного прогнозирования прочностных характеристик изготавливаемых элементов конструкции в условиях воздействия тепловых и механических нагрузок с помощью математического моделирования. В практических исследованиях чаще

всего необходимо выполнить большое количество параметрических расчётов прочностного состояния различных элементов проектируемой детали или конструкции. Для этого предпочтительнее использовать широко распространенные программные комплексы, которые можно дополнить рядом аналитических методик, учитывающих особенности технологии создания деталей и получаемой структуры.

Помимо внешних нагрузок, на несущую способность рабочих колёс газовых турбин оказывают влияние условия нагружения, например температура газа [9]. Однако газовые турбины, которые используются в лабораторных стендах на сжатом воздухе, обычно работают при невысоких рабочих температурах порядка 30–50 °С [10], следовательно, при прочностных расчетах диска турбины температурными напряжениями можно пренебречь.

Для обоснования возможности использования 3D-печати в производстве турбин для лабораторных стендов на сжатом воздухе были проведены расчеты на прочность турбины, напечатанной на 3D-принтере из PLA-пластмассы. Для подтверждения расчетов было проведено испытание.

Геометрия турбины и нагрузки, действующие на неё

При разработке 3D-модели турбины геометрия рабочего колеса была выбрана на основе прототипа, в качестве которого использовалась конструкция турбины, использованной в лабораторном стенде, установленном в МГТУ им. Н.Э. Баумана, для проведения лабораторных работ по изучению энергетических характеристик активных турбин [10].

На рис. 1 представлены общий вид диска турбины и нагрузки, действующие на него (а), а также поперечное сечение лопатки (б).

Исходные размеры для прочностного расчёта:

$d_0 = 2r_0 = 110$ мм – диаметр корневого сечения лопаток;

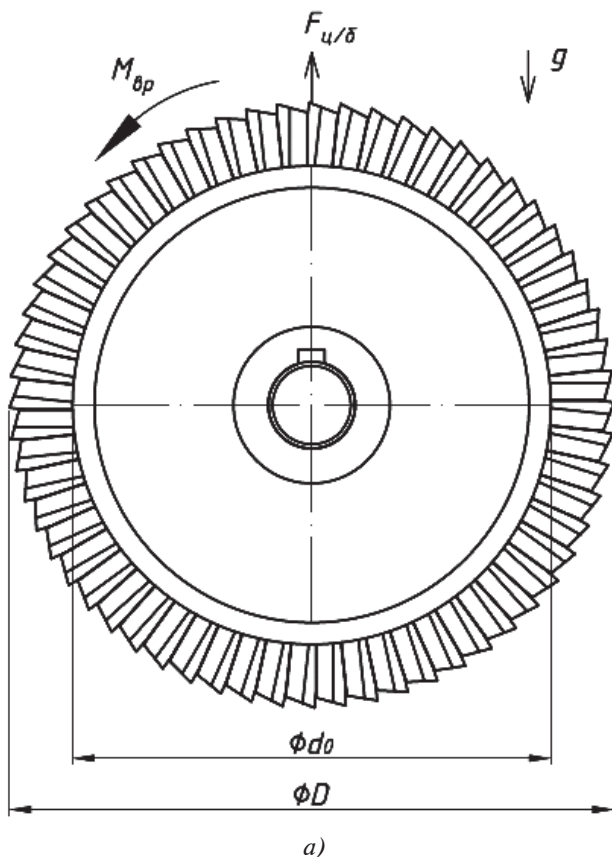


Рис. 1. Эскиз турбины с геометрией и нагрузками, действующими на неё (а), и поперечное сечение лопатки (б)

$D = 2R = 140$ мм – наружный диаметр лопаточного венца;
 $b = 11$ мм – ширина решётки;
 $\delta = 4,3$ мм – максимальная толщина профиля.
 Материал модели – PLA-пластмасса
 ($\rho = 1060 \text{ кг/м}^3$, $\sigma_T = 40 \text{ МПа}$ [12]).

Нагрузка:

- центробежная сила $F_{ц/б}$ при $\omega = 2520 \text{ рад/с}$;
- вращающий момент $M_{вр} = 3 \text{ Н}\cdot\text{м}$.

Геометрические условия: в расчётах учитываются реальные условия размеры рабочего колеса и все особенности его конструкции – лопатки, полки, особенности формы поперечного сечения. В диске турбины отсутствуют отверстия для пропуска газа, влияние которых необходимо было бы учесть при их наличии [11]. Физические условия: принимается осесимметричное распределение вращающего момента и центробежной силы в сечениях рабочего колеса. Другие физические эффекты (ползучесть материала, вибрация, неоднородность и т. п.) не рассматриваются.

Расчёт на прочность в Autodesk Inventor

В программе Autodesk Inventor была построена 3D-модель испытываемой турбины (рис. 2) [13]. С помощью модуля Autodesk Simulation

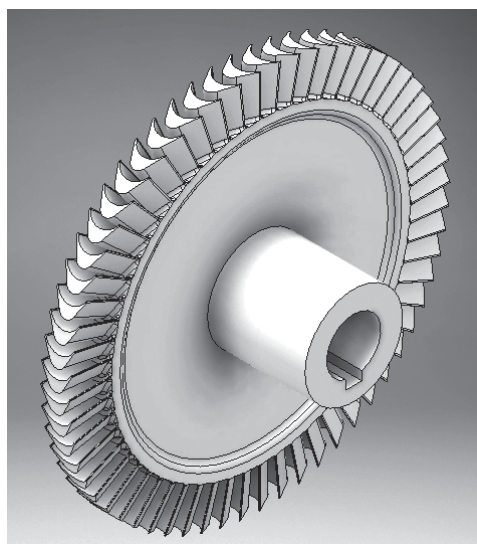
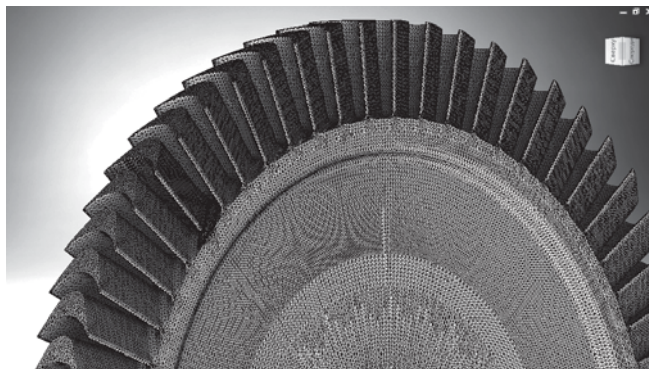


Рис. 2. 3D-модель турбины

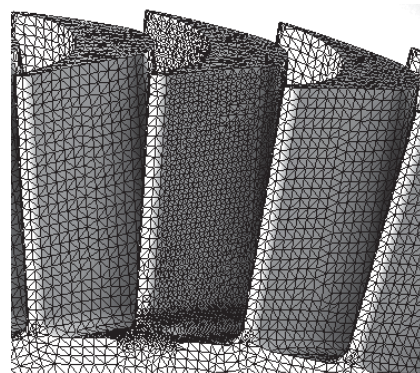
Mechanical 2019 был проведён её прочностной расчёт [14].

Закрепление – консольное, за торцевую поверхность втулки турбины.

На рис. 3 представлена использованная конечно-элементная модель, которая содержит около 4,15 млн элементов.



а)



б)

Рис. 3. Общий вид конечно-элементной модели в виде неструктурированной сетки (а) и лопатки увеличено (б)

Сгущение сетки приводилось к основанию только одной лопатки, поскольку нагрузка распределяется симметрично. Результаты расчёта представлены на рис. 4 и 5 (увеличено).

Из полей распределения коэффициента запаса, представленных на рис. 5 и 6, видно, что минимальный коэффициент запаса соответствует корневым сечениям лопаток и составляет не менее 3.3.

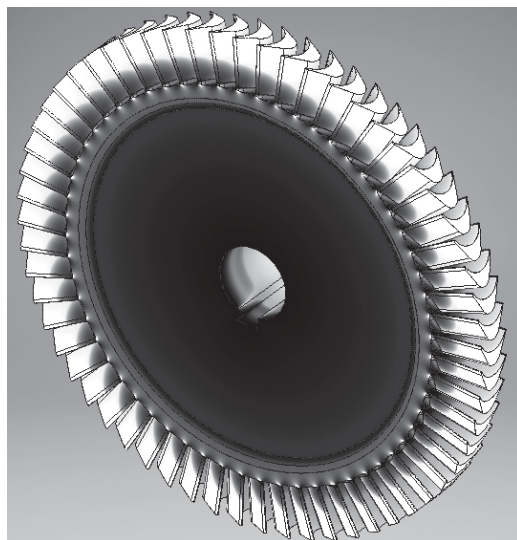


Рис. 4. Поле распределения коэффициента запаса по диску турбины

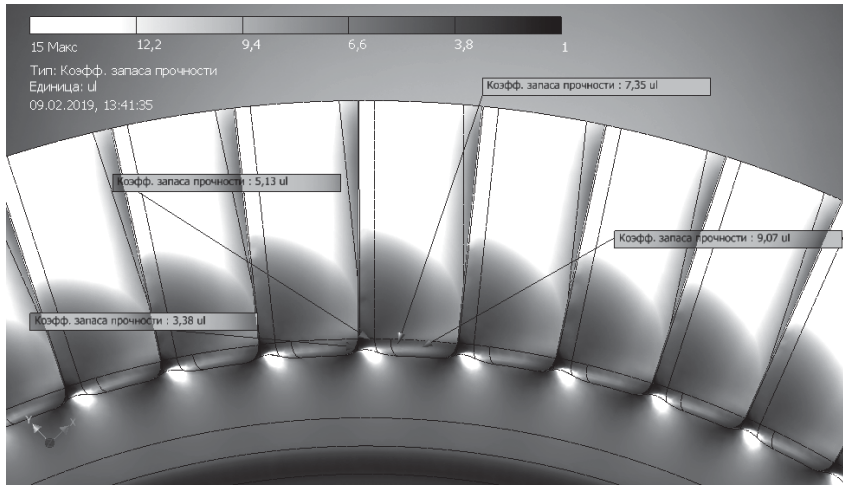


Рис. 5. Поле распределения коэффициента запаса по лопаткам турбины

Теоретический расчёт на прочность

Расчёт напряжений в диске турбины проводился по методике, изложенной в [16].

Растягивающие напряжения связаны с воздействием на диск турбины центробежных сил, которые вызваны вращением турбины. Наибольшего значения они достигают в корневых сечениях лопаток. При определении растягивающих напряжений лопатку турбины условно рассматривают как стержень с постоянным поперечным сечением.

Напряжения растяжения, возникающие в сечении лопатки на расстоянии r :

$$\sigma(r) = 0,5\rho\omega^2 R^2 \left(1 - \frac{r^2}{R^2}\right),$$

где ρ — плотность материала лопатки; ω — угловая скорость вращения; R — наружный радиус лопаточного венца; r — рассматриваемый радиус, в котором возникают напряжения $\sigma(r)$.

Напряжения растяжения, возникающие в корневом сечении лопатки:

$$\sigma_{\text{растяж}} = \sigma(r_0) = 0,5 \rho \omega^2 R^2 \left(1 - \frac{r_0^2}{R^2}\right);$$

$$\sigma_{\text{растяж}} = 6,31 \text{ МПа.}$$

Площадь поперечного сечения лопатки турбины можно рассчитать по формуле:

$$F = 0,7\delta b = 33,1 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2.$$

Момент сопротивления сечения на изгиб:

$$W \approx 0,2 \frac{F^2}{b} = 1,81 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3.$$

Касательные напряжения от вращающего момента:

$$\tau = \frac{M_{\text{вр}}}{2W} = 0,83 \text{ МПа.}$$

Эквивалентное напряжение σ_3 по Мизесу вычисляется следующим образом:

$$\sigma_3 = \sqrt{\frac{1}{2} \left[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2 \right]} = 9,15 \text{ МПа,}$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ — главные напряжения [16], МПа,

$$\sigma_1 = \frac{\sigma_{\text{растяж}}}{2} + \sqrt{\left(\frac{\sigma_{\text{растяж}}}{2}\right)^2 + \tau^2} = 6,42,$$

$$\sigma_2 = 0,$$

$$\sigma_3 = \frac{\sigma_{\text{растяж}}}{2} - \sqrt{\left(\frac{\sigma_{\text{растяж}}}{2}\right)^2 + \tau^2} = -0,107.$$

Основным критерием прочности является коэффициент запаса — отношение предела текучести к эквивалентному напряжению по Мизесу, возникающему в конструкции:

$$n = \frac{[\sigma_T]}{\sigma_3}$$

Для изделий, которые находятся на стадии проектирования, коэффициент запаса необходимо задавать заранее. Коэффициент запаса по нормам расчета на прочность элементов конструкции ЖРД составляет 1,2...1,5 [17].

Коэффициент запаса прочности диска турбины:

$$n = \frac{[\sigma]}{\sigma_3} = 4,37.$$

В [18] предлагается учитывать снижение предела текучести элемента конструкции в связи с пористостью материала детали (для случая ее изготовления методом 3D-прототипирования) с помощью коэффициента k :

$$n_1 = kn,$$

где n_1 — коэффициент запаса прочности детали, выполненной методом прототипирования; n — запас прочности детали, изготовленной с использованием существующих технологий.

Коэффициент k зависит от различных факторов: ориентации изделия при спекании относительно специального основания; структуры прототипированного изделия, формируемой в результате сплавления и быстрого охлаждения после ухода лазерного луча [19]; контура заполнения; размеров образца и т. д. [20]. Значения коэффициента, учитывающего потери прочности из-за дефектов, возникающих в процессе прототипирования, обычно находятся в диапазоне $k = 0,6...0,9$ [21]. При проведении расчёта коэффициент принимается равным $k = 0,75$.

Модифицированный коэффициент запаса n_1 при этом:

$$n_1 = kn = 3,28.$$

Испытание на прочность

Для проведения испытания была изготовлена осевая активная сверхзвуковая газовая турбина из PLA-пластмассы по технологии SLM-печати.

Для проведения испытаний был собран испытательный стенд, состоящий из электродвигателя, регулятора напряжения, тахометра, видеокамеры, а также исследуемой турбины.

Методика проведения эксперимента заключается в следующем: турбина фиксируется на валу электродвигателя с помощью шпоночного и кле-

евого соединений. При подключении электродвигателя к сети (220 В) вал с турбиной приводятся во вращение. Частота вращения изменяется регулятором напряжения, подключенным в цепь электродвигателя, и может принимать значения от 0 до 24000 об/мин, что соответствует интервалу напряжений в сети электродвигателя от 0 до 220 В. Данные о скорости вращения электродвигателя снимаются с цифрового оптического тахометра. Запись эксперимента ведется на видеокамеру. При увеличении частоты вращения увеличивается значение центробежной силы, действующей на турбину. По достижении электродвигателем предельных значений частоты вращения материал турбины под действием нагрузки деформируется, что фиксирует камера. Эксперимент проводится на испытательном стенде, отделенном от наблюдателей бронедверью; все измерения и видеосъемка ведутся дистанционно.

Выводы

Расчеты на прочность осевой активной сверхзвуковой газовой турбины, изготовленной из PLA-пластмассы по аддитивной технологии SLM-печати, показали, что коэффициент запаса, который характеризует диск турбины в условиях работы на лабораторных стендах на сжатом воздухе, выше, чем предельно допустимый для данного агрегата.

В качестве подтверждения расчетов в ходе испытания частота вращения турбины достигла 24000 об/мин, что является предельно возможной величиной для используемого в испытаниях двигателя, при этом в самой турбине видимые дефекты обнаружены не были.

Установлено, что изготовленная при помощи аддитивных технологий турбина может быть использована на лабораторных стендах, работающих на сжатом воздухе.

Библиографический список

1. Аддитивные технологии: настоящее и будущее: Материалы IV международной конференции (Москва, 30 марта 2018). — М.: ВИАМ, 2018. — 450 с.
2. Маслов Ю.В., Мищенко В.Ю. Быстрое прототипирование и его применение в аэрокосмической отрасли // Атмосферные энергетические установки. 2011. №1. С. 23-27.
3. Елистратова А.А., Коршакевич И.С., Тихоненко Д.В. Технологии 3D-печати: преимущества и недостатки // Решетневские чтения: Материалы XVIII Международной научной конференции (11-14 ноября 2014, Красноярск): В 3-х ч. — Красноярск: Редакционно-издательский отд. Сибирского гос. аэрокосмического ун-та, 2014. С. 557–559.

4. Самохвалов Н.Ю. Установка для аэродинамического исследования лопаток турбин // Труды МАИ. 2014. № 74. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49297>
5. SpaceX launches 3D-printed part to space, creates printed engine chamber. 2014. URL: <https://www.spacex.com/news/2014/07/31/spacex-launches-3d-printed-part-space-creates-printed-engine-chamber-crewed>
6. Роскосмос провел испытания 3D-печатной камеры сгорания ракетного двигателя. 2018. URL: <http://3dtoday.ru/blogs/news3dtoday/roscosmos-tested-the-3d-printed-combustion-chamber-of-the-rocket-engine>
7. Белов Е.В., Иванов А.В., Иванов Н.Г., Кашапов М.А., Климов В.Ю., Лёвочкин П.С., Ромасенко Е.Н., Неруш С.В. Применение технологии селективного лазерного сплавления (СЛС) для изготовления теплообменников систем наддува баков ракет-носителей // Труды НПО «Энергомаш им. академика В.П. Глушко». 2018. № 35. С. 93-105.
8. Абдуллин М.И., Басыров А.А., Николаев А.В. Металлополимерные композиции для 3D-печати // Universum: химия и биология. 2015. № 11(18). URL: <http://7universum.com/ru/nature/archive/item/2701>
9. Овчинников И. В., Хомяков А. М. Несущая способность рабочего колеса реактивной турбины // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 3. С. 120-128.
10. Максимов С.Ф., Ягодников Д.А., Андреев Е.А., Крюков П.Б. Изучение энергетических характеристик активной турбины на модельном однофазном и двухфазном рабочем теле: Метод. указания к выполнению лабораторных работ по курсу «Теория и проектирование ТНА». — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. — 46 с.
11. Материалы для 3D-печати. URL <http://3dmf.ru/informacziya/materialyi/>
12. Авдеев А. В., Хомяков А. М. К методологии расчетов и нормирования запасов прочности деталей двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 2. С. 112-120.
13. Гузненков В.Н., Журбенко П.А. Autodesk Inventor 2012. Трехмерное моделирование деталей и создание чертежей: Учебное пособие. — М.: ДМК Пресс, 2017. — 120 с.
14. Engelson V., Bunus P., Popescu P., Fritzson P. Mechanical CAD with multibody dynamic analysis based on Modelica simulation // Proceedings of the 44th Scandinavian Conference on Simulation and Modeling (Vdsteres, Sweden, Modelica Association). 2003, pp. 18–19.
15. Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Иосилевич Г.Б. Расчёт на прочность деталей машин: Справочник. — 4-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1993. — 640 с.
16. Мейз Дж. Теория и задачи механики сплошных сред: Учебное пособие. — М.: Мир, 1974. — 319 с.
17. ГОСТ Р 52857.1–2007. Сосуды и аппараты. Нормы и методы расчета на прочность. Общие требования. — М.: Стандартиформ, 2008. — 28 с.
18. Ушакова Е.С., Арефьев К.Ю., Полянский А.Р. Моделирование теплопрочностных характеристик элементов конструкции ракетного двигателя твердого топлива, изготовленных методом прототипирования // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 4(697). С. 58-67. DOI: 10.18698/0536-1044-2018-4-58-67
19. Галимова Л.А., Атрощенко В.В., Смирнов В.В., Чуракова А.А., Гундеров Д.В., Заманова Г.И. Структура и механические свойства образцов из нержавеющей стали, полученных методом селективного спекания // Вестник Башкирского университета. 2016. № 2. С. 258–263.
20. Hendrickson J.W. Use of Direct Metal Laser Sintering for Tooling in High Volume Production. — USU Library, Logan, Utah, 2015. — 35 p.
21. Torrado A.R., Roberson D.A. Failure Analysis and Anisotropy Evaluation of 3D-Printed Tensile Test Specimens of Different Geometries and Print Raster Patterns // Journal of Failure Analysis and Prevention. 2016. Vol. 16. No. 1, pp. 154–164. DOI: 10.1007/s11668-016-0067-4

STUDY OF COMPLEX STRENGTH CHARACTERISTICS OF GAS TURBINE MODELS FABRICATED BY ADDITIVE METHODS

Alekseev V.V.* , Bobrov A.N., Kalugin K.S.**

Bauman Moscow State Technical University,
MSTU, 5, 2-nd Baumanskaya, Moscow, 105005, Russia

* e-mail: Alekseevadimiibmstu@gmail.com

** e-mail: Kalugin-09@mail.ru

Abstract

Recently, the studies related to the additive technologies application in various industries,

including aviation and space-rocket mechanical engineering, are considered promising. An indisputable advantage of additive technologies is minimization,

and, in some cases, complete elimination of the need for parts machining, which significantly reduces both the time consumption and the finished part cost.

There are several basic 3D-printing methods, differing in the source material and technology of the parts formation. Recently, the parts production by selective laser sintering of metal polymer compositions powders (SLM-printing) has become topical.

The SLM-printing technology consists in layer-by-layer deposition and sintering of powder on a special substrate. However, application of the selective laser powders sintering method is associated with problems of the porosity formation and a decrease in the strength of the parts produced. Thus, the issue of practical application for parts of the space-rocket and aviation equipment, created by the 3D-printing, still remains open.

To substantiate the possibility of 3D-printing application in turbines production for laboratory test benches on compressed air, the strength calculation of the turbine from PLA-plastic printed on the 3D printer were performed. The tests were performed to confirm the calculations results.

When developing a turbine 3D-model the rotor wheel geometry was selected, based on the prototype, which was used in the turbine structure employed in the laboratory test bench installation at the BMSTU for the laboratory works for studying the energy characteristics of active turbines.

Besides the external loads, the gas turbines rotor wheels load-bearing capacity is affected by loading conditions, such as gas temperature. However, the gas turbines employed in laboratory work benches on the compressed air are operating, as a rule, at low operating temperature of 30–50°C. Thus, the temperature stresses may be neglected while strength calculations of the turbine disk.

A 3D-model of the turbine under test was built with the Autodesk Inventor program. A finite-element model containing about 4.15 million elements was built for the above said model. Its strength analysis was performed with the Autodesk Simulation Mechanical 2019 module. The mesh thickening was reduced to the base of one blade only, since the load distribution is symmetrical. It can be seen from the safety factor distribution fields that minimum safety factor corresponds to the root sections of the blades, and it is no less than 3.3.

While theoretical calculations the modified safety factor n_1 , accounting for the effect of the part material porosity (for the case of its manufacture by 3D-prototyping) through coefficient k , was 3.28.

For tests performing, an axial active supersonic gas turbine was manufactured from PLA-plastic according to the SLM-printing technology.

For tests performing, a test bench, consisting of an electric motor, a voltage regulator, a tachometer, a video camera, as well as a turbine under study was assembled.

The methodology of the experiment conducting is as follows: the turbine is fixed on the motor shaft by the keyed and glue joints. When the motor is connected to the mains (220 VAC), the shaft and the turbine begin rotating. The rotational speed is changed by a voltage regulator connected to the motor circuit, and can acquire values from 0 to 24000 rpm, which corresponds to the voltage range in the motor network from 0 to 220 V. The data on the motor rotational speed are read from the digital optical tachometer. The experiment is being shot by the video camera.

The strength calculations of the axial supersonic gas turbine fabricated from the PLA-plastic by the SLM-printing additive technology revealed that the safety factor in operation conditions of laboratory test benches with compressed air was higher than the maximum allowable one for the considered unit.

As a confirmation for calculations, the turbine rotational speed during the test reached 24,000 revolutions per minute, which is the maximum possible value for the engine used in the tests. With this, visible defects were not detected in the turbine itself.

On the assumption of the performed studies it was established that the turbine manufactured using additive technologies can be employed for the laboratory test benches operating on compressed air.

Keywords: gas turbines, PLA-plastic, turbine strength, SLM-printing, strength test, 3D-prototyping, safety factor.

References

1. *Additivnye tekhnologii: nastoyashchee i budushchee: materialy IV mezhdunarodnoi konferentsii (Moskva, 30 March 2018)*, Moscow, VIAM, 2018, 450 p.
2. Maslov Yu.V., Mishchenko V.Yu. *Atmosfernye ehnergeticheskie ustanovki*, 2011, no. 1, pp. 23-27.
3. Elistratova A.A., Korshakevich I.S., Tikhonenko D.V. *Reshetnevskie chteniya: materialy XVIII Mezhdunarodnoi nauchnoi konferentsii (11-14 November 2014, Krasnoyarsk)*, Krasnoyarsk, Redaktsionno-izdatel'skii otdel Sibirskogo gosudarstvennogo aehrokosmicheskogo universiteta, 2014, pp. 557–559.
4. Samokhvalov N.Yu. *Trudy MAI*, 2014, no. 74, <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=49297>
5. *SpaceX launches 3D-printed part to space, creates printed engine chamber*, 2014, <https://www.spacex.com/news/>

- 2014/07/31/spacex-launches-3d-printed-part-space-creates-printed-engine-chamber-crewed
6. Roskosmos provel ispytaniya 3D-pechatnoi kamery sgoraniya raketnogo dvigatelya, 2018, <http://3dtoday.ru/blogs/news3dtoday/roscosmos-tested-the-3d-printed-combustion-chamber-of-the-rocket-engine>
 7. Belov E.V., Ivanov A.V., Ivanov N.G., Kashapov M.A., Klimov V.Yu., Levochkin P.S., Romasenko E.N., Nerush S.V. *Trudy NPO "Ehnergomash im. akademika V.P. Glushko"*, 2018, no. 35, pp. 93-105.
 8. Abdullin M.I., Basyrov A.A., Nikolaev A.V. *Universum: khimiya i biologiya*, 2015, no. 11(18). URL: <http://7universum.com/ru/nature/archive/item/2701>
 9. Ovchinnikov I.V., Homjakov A.M. Bearing capacity of reaction turbine impeller. *Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no. 3, pp. 120-128.
 10. Maksimov S.F., Yagodnikov D.A., Andreev E.A., Kryukov P.B. *Izuchenie ehnergeticheskikh kharakteristik aktivnoi turbiny na model'nom odnofaznom i dvukhfaznom rabochem tele: metod. ukazaniya k vypolneniyu laboratornykh rabot po kursu "Teoriya i proektirovanie TNA"* (Study of an active turbine energy characteristics on a model single-phase and two-phase working body: instructional guidelines for performing laboratory work on the course "TPA Theory and Design"), Moscow, MG TU im. N.E. Bauman, 2011, 46 p.
 11. *Materialy dlya 3D-pechati*, <http://3dmf.ru/informatsiya/materialyi/>
 12. Avdeev A.V., Homjakov A.M. On the calculating and normalizing safety factors for different parts of the rocket engine. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 2, pp. 112-120.
 13. Guznenkov V.N., Zhurbenko P.A. *Autodesk Inventor 2012. Trekhmernoe modelirovanie detalei i sozdanie chertezhei* (Autodesk Inventor 2012. Three-dimensional parts modeling and creating drawings), Moscow, DMK Press, 2017, 120 p.
 14. Engelson V., Bunus P., Popescu P., Fritzon P. Mechanical CAD with multibody dynamic analysis based on Modelica simulation. *Proceedings of the 44th Scandinavian Conference on Simulation and Modeling (Vösteres, Sweden, Modelica Association)*, 2003, pp. 18-19.
 15. Birger I.A., Shorr B.F., Iosilevich G.B. *Raschet na prochnost' detalei mashin* (Calculation of machine parts strength), Moscow, Mashinostroenie, 1993, 640 p.
 16. Mase G.E. *Theory and problems of continuum mechanics*. McGRAW-HILL Book Company, 1970, 221 p.
 17. *Sosudy i apparaty. Normy i metody rascheta na prochnost'. Obshchie trebovaniya. GOST R 52857.1-2007* (Vessels and apparatus. Norms and methods of strength calculation. General requirements. State Standard 52857.1-2007), Moscow, Standartinform, 2008, 28 p.
 18. Ushakova E.S., Aref'ev K.Yu., Polyanskii A.R. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie*, 2018, no. 4(697), pp. 58-67. DOI: 10.18698/0536-1044-2018-4-58-67
 19. Galimova L.A., Atroshchenko V.V., Smirnov V.V., Churakova A.A., Gunderov D.V., Zamanova G.I. *Vestnik Bashkirskogo universiteta*, 2016, no. 2, pp. 258-263.
 20. Hendrickson J.W. *Use of Direct Metal Laser Sintering for Tooling in High Volume Production*. USU Library, Logan, Utah, 2015, 35 p.
 21. Torrado A.R., Roberson D.A. Failure Analysis and Anisotropy Evaluation of 3D-Printed Tensile Test Specimens of Different Geometries and Print Raster Patterns. *Journal of Failure Analysis and Prevention*, 2016, vol. 16, no. 1, pp. 154-164. DOI: 10.1007/s11668-016-0067-4