

Определение рациональных параметров замковых соединений керамических лопаток с металлическим диском в перспективных авиационных газотурбинных двигателях. Часть II. Стендовые испытания модели ротора

С.В. Резник¹, Д.В. Сапронов^{1,2}, Т.Д. Каримбаев², М.А. Мезенцев²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² ЦИАМ им. П.И. Баранова

The Determination of Rational Parameters of Lock Joints of Ceramic Blades with a Metal Disk in Advanced Aircraft Gas Turbine Engines. Part II. Testing of the Rotor Model

S.V. Reznik¹, D.V. Sapronov^{1,2}, T.D. Karimbaev², M.A. Mezentsev²

¹ Bauman Moscow State Technical University

² Federal State Unitary Enterprise — Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM

Ограниченная термостойкость распространенных никелевых сплавов является препятствием к дальнейшему повышению рабочих температур в авиационных газотурбинных двигателях. Альтернативные решения, преодолевающие ограничения рабочих температур газа перед турбиной, могут быть достигнуты с использованием керамических материалов, в том числе керамоматричных композитов для изготовления лопаток и ротора. В силу ряда конструкторско-технологических ограничений, связанных с производством полностью керамических деталей газотурбинных двигателей, заслуживает внимания вариант соединения металлических рабочих колес турбин с лопатками из монолитного керамического материала. Предложена конструкция модельного стального рабочего колеса с лопатками из карбидокремниевой керамики с упрочняющими алмазными частицами. Для определения несущей способности замкового соединения типа «ласточкин хвост» проведены стендовые испытания. Разработана вычислительная программа для вероятностной оценки прочности керамических деталей. Сделан вывод о требуемых характеристиках керамических материалов для их применения в рабочих колесах турбин.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, рабочее колесо, замковое соединение, керамическая лопатка

The limited thermal stability of commonly used nickel alloys is an obstacle to further increases in operating temperatures in aircraft gas turbine engines. Alternative solutions that overcome the limitations of the operating temperatures of the gas in front of the turbine can be achieved using ceramic materials, including ceramic composites used for manufacturing blades and rotor. Due to a number of design and technological limitations associated with the production of fully ceramic parts of gas turbine engines, the option of connecting metal impellers with blades made of monolithic ceramic material deserves attention. A design of a model steel impeller with blades made of silicon carbide ceramics

with reinforcing diamond particles is proposed. To determine the bearing capacity of the 'dovetail' type lock joint, bench tests were carried out. A computer program for probabilistic evaluation of the strength of ceramic parts is developed. A conclusion is made about the required characteristics of ceramic materials for the use in turbine impellers.

Keywords: gas turbine engine, impeller, lock joint, ceramic blade

В авиационных газотурбинных двигателях (ГТД) теоретически имеется солидный резерв для повышения эффективного коэффициента полезного действия, так как максимальная температура газа перед турбиной для углеводородного топлива может составлять 2000...2500 °С [1]. Однако такой уровень температуры неприемлем для распространенных лопаток турбины, выполненных из никелевых сплавов, даже при наличии системы охлаждения. Замена никелевых лопаток керамическими (КЛ) позволит увеличить рабочие температуры газа перед турбиной, а следовательно, и эффективный коэффициент полезного действия [2–6].

В ряде работ авторов приведены результаты расчетно-теоретических и экспериментальных исследований, посвященных анализу вопросов создания авиационных ГТД с металлическим ротором и КЛ [7–12]. Одна из сложных задач создания подобных конструкций связана с выбором способа крепления лопаток к рабочему колесу, отвечающего жестким условиям эксплуатации — высоким температурам и большим растягивающим напряжениям, вызванным вращением ротора.

Цель работы — экспериментальная оценка несущей способности и проверка результатов теоретических исследований физических процессов, происходящих в зоне контакта метал-

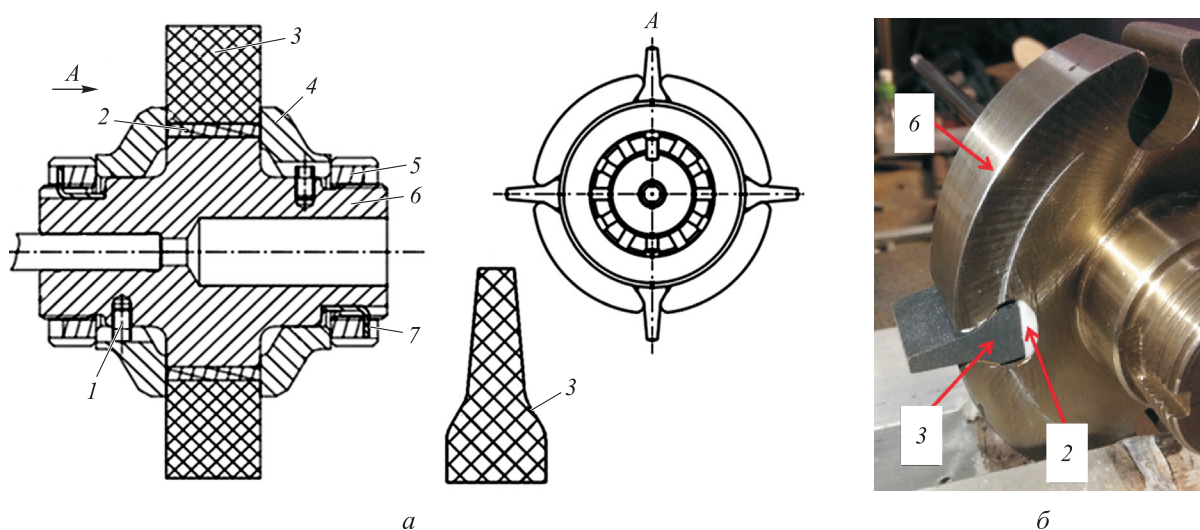


Рис. 1. Схема (а) и внешний вид модельного ротора в собранном (б) и разобранном (в) состоянии:

- 1 — винт; 2 — фторопластовая проставка;
- 3 — лопатка; 4 — покрывной диск;
- 5 — гайка; 6 — диск; 7 — контрourke



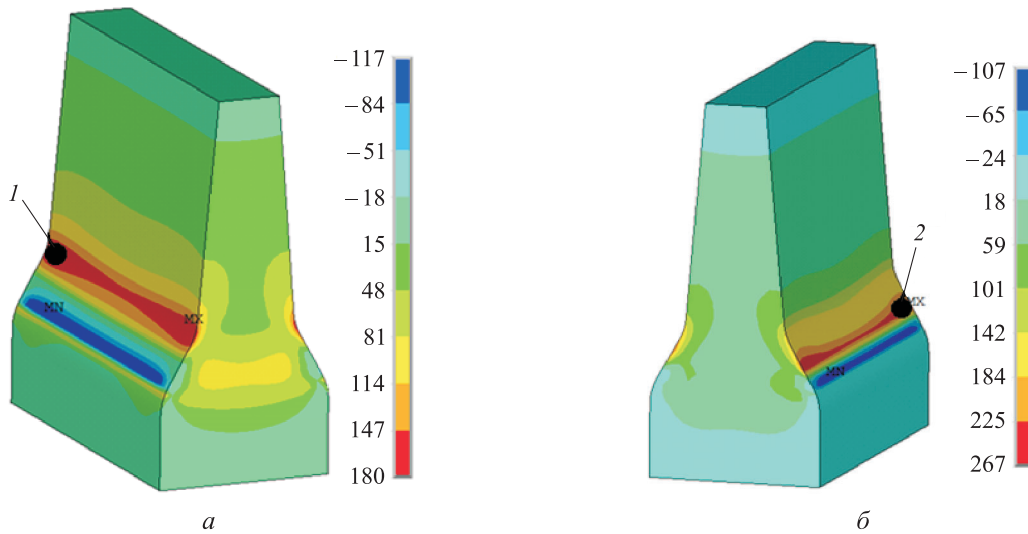


Рис. 2. Распределение первых главных напряжений, МПа, в КЛ при частоте вращения ротора $n = 64000 \text{ мин}^{-1}$ и коэффициенте трения $k = 0$ (а) и $0,5$ (б)

лических и керамических деталей, рассмотренных в первой части настоящей статьи [13].

Стендовые испытания и определение коэффициента трения в замковом соединении КЛ с металлическим диском (МД). Исследования проводили на малоразмерном модельном роторе диаметром 82 мм (рис. 1) при комнатной температуре [10]. В первом испытании использовали лопатки 3 из стали (СЛ), во втором — из керамического материала на основе карбида кремния SiC, дисперсно армированного алмазными частицами [9]. В качестве материала покрывных 4 и основного 6 дисков выбрали сталь. Проставки 2, обеспечивающие контакт лопаток с основным диском в начальный момент времени, выполнили из фторопласта.

Коэффициент трения в замковом соединении определяли путем сопоставления расчетных и экспериментальных данных. Для этого проводили численный анализ напряженно-деформированного состояния замкового соединения модельного рабочего колеса с разными коэффициентами трения в программном комплексе ANSYS, а также экспериментальное исследование деформирования характерных зон конструкции.

С помощью конечно-элементной модели ротора выполнены расчеты с увеличением частоты вращения до 70000 мин^{-1} . Выявлено, что при повышении коэффициента трения существенно возрастает уровень растягивающих напряжений в лопатке. При этом зона 1 с максимальным значением смещается из радиуса перехода

от контактной площадки (рис. 2, а) в область контакта 2 (рис. 2, б).

В ходе экспериментального исследования для измерения деформаций выбрали по шесть зон в двух противоположных пазах (рис. 3). В первой и четвертой зонах для моделей с КЛ и СЛ определяли радиальные деформации, во второй и третьей — окружные, в пятой и шестой (только для модели с КЛ) — радиальные.

Деформации в выбранных зонах измеряли одиночными тензорезисторами МТ-ЕА-06-031ЕС-120/Е и МТ-ЕА-06-031СЕ-350 и тензорезисторами UFCA-1-350-11 с двумя измерительными решетками. База тензорезисторов — 0,8 и 1,0 мм соответственно. К выводным концам тензорезисторов подпаивали провода, которые затем выводили к валу через специально просверленные отверстия в МД. Во избежание обрыва провода в отверстиях заливали эпоксидным клеем.

Испытания проводили на разгонном стенде с бронеканерой при раскрутке модельного ротора до частоты вращения $n = 32000 \text{ мин}^{-1}$ (рис. 4). Основными контролируемыми параметрами были: частота вращения и максимальное виброперемещение демпферной опоры.

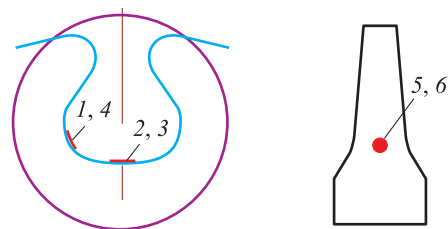


Рис. 3. Зоны для измерения деформаций

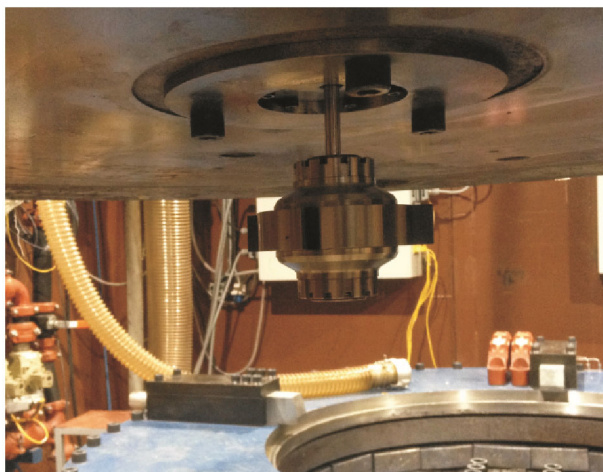


Рис. 4. Внешний вид модельного ротора, установленного на разгонный стенд

На рис. 5, а и б сопоставлены результаты конечно-элементного моделирования и экспериментальных исследований СЛ и КЛ, представленные в виде зависимостей окружной деформации во второй и третьей зонах от частоты вращения ротора.

По приближенным оценкам коэффициент трения в замковом соединении МД с СЛ близок к 0,1, а в соединении МД с КЛ больше или равен 0,5. Экспериментальные данные достаточно хорошо согласуются с расчетными.

Прочностные испытания КЛ в модельном роторе. Известно, что стендовые испытания масштабных уменьшенных и натуральных конструкций

являются достаточно убедительными и продуктивными [14, 15]. Проведены прочностные испытания КЛ (рис. 6, а) до разрушения в модельном роторе с воспроизведением части эксплуатационных нагрузок.

Первое испытание выполнено без использования промежуточных проставок между МД и КЛ (рис. 6, б), второе — с применением медных проставок толщиной 0,1 мм (рис. 6, в). В первом случае разрушающая частота вращения составила 67784 мин^{-1} , во втором — 64702 мин^{-1} . При обоих типах испытания разрушение происходило в зоне 1 перехода от контактной грани лопатки к ножке. В конструкции с медными проставками (см. рис. 6, б) скол также обнаружен в области контакта 2.

В момент разрушения в зоне 1 в обоих случаях максимальное значение растягивающих напряжений превышало 180 МПа (см. рис. 2, а). Разрушение в области контакта в модели без проставок может быть обусловлено двумя факторами: напряжение смятия было больше 200 МПа (в работе [13] минимальное значение контактной прочности образцов составляло 138 МПа); при коэффициенте трения $k = 0,5$ максимальное значение растягивающих напряжений превышает 267 МПа (см. рис. 2, б).

Таким образом, использование проставок обеспечивает более равномерное распределение контактных напряжений и снижение коэффициента трения в случае относительно высокой шероховатости контактных поверхностей КЛ.

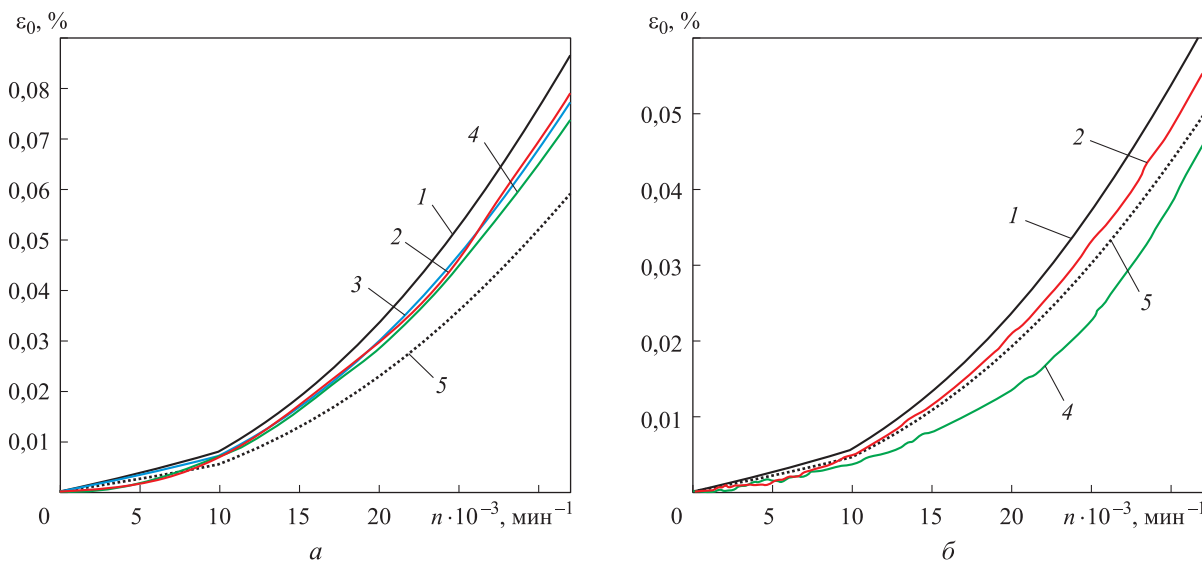


Рис. 5. Зависимости окружных деформаций ϵ_0 во второй и третьей зонах от частоты вращения n ротора с СЛ (а) и КЛ (б) при различных значениях коэффициента трения:

1 — моделирование, $k = 0$; 2 — эксперимент, зона 3; 3 — моделирование, $k = 0,1$; расчет, $k = 0,5$; 4 — эксперимент, зона 2; 5 — моделирование, $k = 0,5$

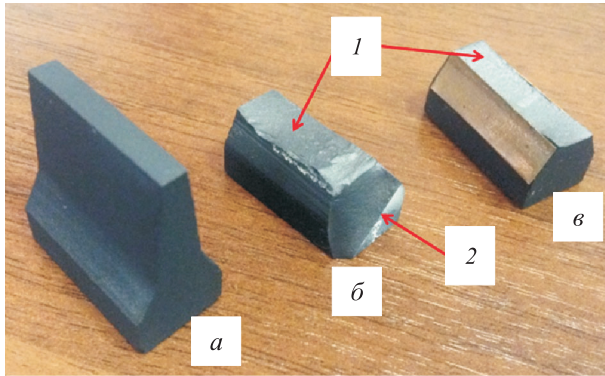


Рис. 6. Внешний вид керамических лопаток до (а) и после испытания при отсутствии (б) и наличии (в) медных проставок между МД и КЛ

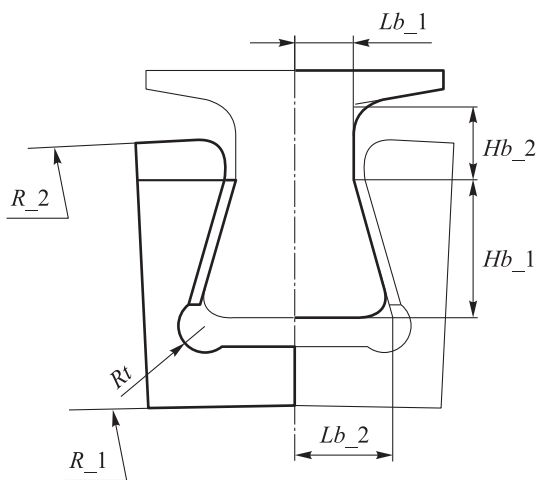


Рис. 7. Параметризованная модель замкового соединения

Вероятностный анализ прочности модельных лопаток проводили при следующих характеристиках керамического материала, полученных ранее: прочность на трехточечный изгиб $\sigma_0 = 240$ МПа, модуль Вейбулла $m = 14$, отношение объемов $V_{ef1}/V_{ef2} = 11$ (V_{ef1} — эквивалентный равномерному растяжению объем хвостовика лопатки; V_{ef2} — эквивалентный равномерному растяжению объем образца). При уровнях вероятности разрушения $P_f = 0,01; 0,001; 0,0001; 0,00001$ предельно допустимые растягивающие напряжения σ_{lim} составили соответственно 145; 123; 104; 88 МПа.

В дальнейшем предложенная конструкция малоразмерного ротора может быть использована при отработке оптимальных вариантов замковых соединений перспективных турбин. При сохранении геометрического подобия такого соединения выведены соотношения, определяющие радиус диска R_2 и число лопаток j уменьшенной модели:

$$R_2 = R_1 \left(\frac{n_1}{n_2} \right)^2;$$

$$2 \leq j < i \left(\frac{R_2}{R_1} \right),$$

где R_1 — радиус диска реальной конструкции; n_1 и n_2 — частота вращения ротора в реальной и модельной конструкциях; i — число лопаток в реальной конструкции.

Проектирование замкового соединения КЛ и МД. Разработана параметризованная конечно-элементная модель рабочего колеса турбины, где параметрами служат геометрические размеры. В предложенной модели 32 геометрических параметра, из которых 18 формируют профиль замкового соединения, 14 — диска. Эта модель реализована в среде ANSYS с использованием встроенного языка программирования APDL [7].

При моделировании температурного состояния рабочего колеса задавались коэффициенты конвективной теплоотдачи и температура окружающей среды на участках поверхности тела. Значения коэффициентов контактной термической проводимости между МД и КЛ соответствовали экспериментальным данным [7, 13] в зависимости от напряжения смятия в соединении.

Семь наиболее значимых геометрических параметров замкового соединения параметризованной модели, показанные на рис. 7, варьировались. Целевая функция формулировалась как условие минимизации значения первого главного напряжения в хвостовике КЛ. Вводились ограничения на максимальное значение напряжения по Мизесу в диске, на напряжение смятия (использовались экспериментальные данные из работы [13]) и на массу диска. Для оптимизации применен встроенный в ANSYS программный модуль, основанный на методе нулевого порядка Subproblem Approximation.

В результате определен облик модельного рабочего колеса первой ступени турбины высокого давления с замковым соединением МД и КЛ авиационного ГТД гражданского самолета. На рис. 8 показано распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в МД и первых главных напряжений в КЛ оптимальной модели в крейсерском режиме полета ($n = 12000$ мин⁻¹).

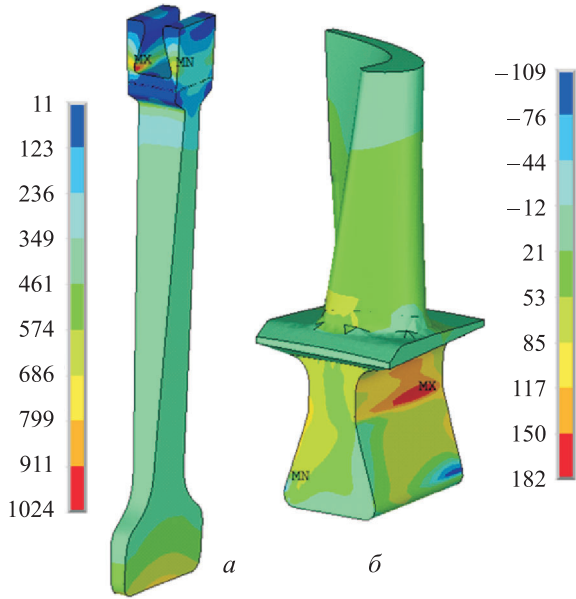


Рис. 8. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в диске, МПа, в МД (а) и первых главных напряжений, МПа, в КЛ оптимальной модели при крейсерском режиме полета (б)

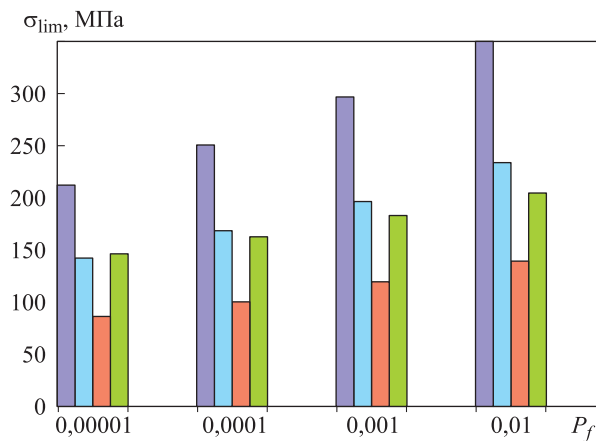


Рис. 9. Зависимость предельно допустимых растягивающих напряжений в хвостовике лопатки σ_{lim} от вероятности разрушения P_f и характеристик керамического материала:

■ — $\sigma_0 = 600$ МПа, $m = 14$; ■ — $\sigma_0 = 240$ МПа, $m = 14$;
 ■ — $\sigma_0 = 400$ МПа, $m = 14$; ■ — $\sigma_0 = 300$ МПа, $m = 20$

Максимальный уровень растягивающих напряжений в оптимальной модели КЛ (см. рис. 8) близок к разрушающему уровню таковых в лопатке малоразмерного колеса (см. рис. 2, а).

Вероятностный анализ прочности хвостовика модельной лопатки проведен при получен-

ных ранее характеристиках керамического материала: $\sigma_0 = 240$ МПа, $m = 14$, $V_{ef1}/V_{ef2} = 19$. Уровням вероятности разрушения $P_f = 0,01$; 0,001; 0,0001; 0,00001 соответствовали предельно допустимые растягивающие напряжения $\sigma_{lim} = 140$; 119; 101; 85 МПа.

Дополнительно проведено исследование влияния характеристик керамического материала на прочностную надежность хвостовика лопатки (рис. 9).

Таким образом, допустимый уровень растягивающих напряжений в хвостовике лопатки $\sigma_{lim} > 200$ МПа при $P_f = 0,00001$ станет возможен, если керамический материал будет иметь прочность на трехточечный изгиб $\sigma_0 > 600$ МПа и модуль Вейбулла $m > 14$. Подобные материалы уже существуют — например, горячепрессованный нитрид кремния AS-800, использованный фирмой Solar Turbines при испытании КЛ в наземной газотурбинной установке.

Выводы

1. На основании проведенных испытаний установлено, что коэффициент трения в замковом соединении МД с СЛ равен 0,1, а в соединении МД с КЛ из карбида кремния, дисперсно армированного алмазными частицами, близок к 0,5. Разрушение КЛ происходило в зоне с максимальным растягивающим напряжением — в области радиуса перехода от контактной грани лопатки к ножке. При отсутствии проставок разрушение наблюдалось также в области контакта. Подтверждена эффективность конструктивного решения по использованию металлических проставок толщиной 0,1 мм в замковом соединении МД с КЛ.

2. Разработана параметризованная конечно-элементная модель рабочего колеса турбины с КЛ из карбида кремния, с помощью которой определена оптимальная конструкция замкового соединения с максимальным растягивающим напряжением в лопатке, равным 182 МПа.

3. Показано, что для обеспечения прочности КЛ авиационного ГТД ее материал должен иметь прочность на трехточечный изгиб выше 600 МПа и модуль Вейбулла более 14 (при вероятности разрушения $P_f = 0,00001$).

Литература

- [1] Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. *Газотурбинные двигатели*. Пермь, Авиадвигатель, 2006. 1204 с.
- [2] Nozhnitsky Y.A., Fedina Y.A., Rekin A.D., Petrov N.I. Development and investigation of ceramic parts for gas turbine engines. *American Society of Mechanical Engineers*, 1997, GT1997-157, 6 p.
- [3] Nozhnitsky Y.A., Fedina Y.A., Rekin A.D. Experience of development of gas-turbine engines ceramic components at the central institute of aviation motors. *Ceramic Gas Turbine Design and Test Experience*, 2002, vol. 1, pp. 669–682.
- [4] Ferber M., Richerson D., Roode M. *Ceramic Gas Turbine Component Development and Characterization*. New York, ASME Press, 2003. 425 p.
- [5] *Ceramic Materials and Components for Engines*. Ed. Heinrich J.G., Aldinger F. New York, Weinheim, Wiley-VCH Verlag GmbH, 2001. 665 p.
- [6] Roode M., Ferber M., Richerson D. *Ceramic Gas Turbine Design and Test Experience*. New York, ASME Press, 2002. 700 p.
- [7] Резник С.В., Сапронов Д.В. Проектирование рабочего колеса газовой турбины с использованием керамических лопаток. *Вестник СГАУ*, 2014, № 5(47), с. 222–229.
- [8] Гордеев С.К., Ежов Ю.А., Каримбаев Т.Д., Корчагина С.Б., Мезенцев М.А. Дисперсно-упрочненные композиции алмаз-карбид кремния — новые материалы для машиностроения. *Композиты и наноструктуры*, 2015, т. 7, № 2, с. 61–71.
- [9] Каримбаев Т.Д., Мезенцев М.А., Ежов А.Ю. Разработка и экспериментальные исследования неметаллических деталей и узлов горячей части перспективного газотурбинного двигателя. *Вестник СГАУ*, 2015, т. 14, № 3(14), ч. 1, с. 128–138.
- [10] Сапронов Д.В. Исследование кратковременной прочности замковых соединений керамических лопаток и металлических дисков рабочих колес газовых турбин. *Новые решения и технологии в газотурбостроении. Сб. тез. докл. Всерос. науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов ЦИАМ*, 26–28 мая 2015, Москва, ЦИАМ, 2015, с. 266–267.
- [11] Сапронов Д.В. *Разработка методики проектирования замковых соединений керамических лопаток с металлическим диском в перспективных газотурбинных двигателях летательных аппаратов*. Дис. ... канд. техн. наук, 2017. 156 с.
- [12] Reznik S.V., Sapronov D.V., Prosuntsov P.V. Computational and Experimental Investigation of Mechanical and Thermal Contacts of Ceramic Blades with the Metal Disk in Gas Turbine Engines. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2018, vol. 91, no. 6, pp. 1438–1444.
- [13] Резник С.В., Сапронов Д.В., Каримбаев Т.Д., Мезенцев М.А. Определение рациональных параметров замковых соединений керамических лопаток с металлическим диском в перспективных авиационных газотурбинных двигателях. Ч. I. Модели механического и теплового контакта керамических и металлических частей рабочего колеса турбины. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 6, с. 71–81, doi: 10.18698/0536-1044-2019-6-71-81
- [14] Шаповалов Л.А. *Моделирование в задачах механики элементов конструкций*. Москва, Машиностроение, 1990. 288 с.
- [15] Григорьев В.А., Гишваров А.С., ред. *Испытания авиационных двигателей*. Москва, Машиностроение, 2009. 504 с.

References

- [1] Inozemtsev A.A., Sandratskiy V.L. *Gazoturbinnye dvigateli* [Gas turbine engines]. Perm, Aviadvigatel' publ., 2006. 1204 p.
- [2] Nozhnitsky Y.A., Fedina Y.A., Rekin A.D., Petrov N.I. Development and investigation of ceramic parts for gas turbine engines. *American Society of Mechanical Engineers*, 1997, GT1997-157, 6 p.

- [3] Nozhnitsky Y.A., Fedina Y.A., Rekin A.D. Experience of development of gas-turbine engines ceramic components at the central institute of aviation motors. *Ceramic Gas Turbine Design and Test Experience*, 2002, vol. 1, pp. 669–682.
- [4] Ferber M., Richerson D., Roode M. *Ceramic Gas Turbine Component Development and Characterization*. New York, ASME Press, 2003. 425 p.
- [5] *Ceramic Materials and Components for Engines*. Ed. Heinrich J.G., Aldinger F. New York, Weinheim, Wiley-VCH Verlag GmbH, 2001. 665 p.
- [6] Roode M., Ferber M., Richerson D. *Ceramic Gas Turbine Design and Test Experience*. New York, ASME Press, 2002. 700 p.
- [7] Reznik S.V., Saprionov D.V. Design of the gas turbine engine rotor wheel with ceramic blades. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2014, no. 5(47), pp. 222–229 (in Russ.).
- [8] Gordeev S.K., Ezhov Yu.A., Karimbaev T.D., Korchagina S.B., Mezentsev M.A. Dispersion-strengthened diamond-silicon carbide compositions – new materials for mechanical engineering. *Composites and Nanostructures*, 2015, vol. 7, no. 2, pp. 61–71 (in Russ.).
- [9] Karimbaev T.D., Mezentsev M.A., Ezhov A.Yu. Engineering design and experimental research of non-metallic parts and components of the hot section of the advanced gas turbine engine. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2015, vol. 14, no. 3(14), pt. 1, pp. 128–138 (in Russ.).
- [10] Saprionov D.V. Investigation of the short-term strength of the locking joints of ceramic blades and metal disks of gas turbine impellers. *Novye resheniya i tekhnologii v gazoturbostroenii. Sb. tezisov dokl. Vseros. nauch.-tekhnich. konf. molodykh uchenykh i spetsialistov TSIAM* [New solutions and technologies in gas turbine construction. Collection of theses of reports of the All-Russian scientific and technical conference of young scientists and specialists of CIAM]. 26–28 May 2015, Moscow, TSIAM publ., 2015, pp. 266–267.
- [11] Saprionov D.V. *Razrabotka metodiki proektirovaniya zamkovykh soedineniy keramicheskikh lopatok s metallicheskim diskom v perspektivnykh gazoturbinnnykh dvigateleykh letatel'nykh apparatov*. Kand. Diss. [Development of design methods for locking joints of ceramic blades with a metal disk in promising gas turbine aircraft engines. Cand. Diss.]. 2017. 156 p.
- [12] Reznik S.V., Saprionov D.V., Prosuntsov P.V. Computational and Experimental Investigation of Mechanical and Thermal Contacts of Ceramic Blades with the Metal Disk in Gas Turbine Engines. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2018, vol. 91, no. 6, pp. 1438–1444.
- [13] Reznik S.V., Saprionov D.V., Karimbayev T.D., Mezentsev M.A. The Determination of Rational Parameters of Lock Joints of Ceramic Blades with a Metal Disk in Advanced Aircraft Gas Turbine Engines. Part I. Models of Mechanical and Thermal Contact of Ceramic and Metal Parts of the Turbine Impeller. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 6, pp. 71–81 (in Russ.), doi: 10.18698/0536-1044-2019-6-71-81
- [14] Shapovalov L.A. *Modelirovanie v zadachakh mekhaniki ehlementov konstruktsiy* [Modeling in problems of mechanics of structural elements]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1990. 288 p.
- [15] *Ispytaniya aviatsionnykh dvigateley* [Aircraft engine testing]. Ed. Grigor'ev V.A., Gishvarov A.S. Moscow, Mashinostroenie publ., 2009. 504 p.

Статья поступила в редакцию 18.03.2019

Информация об авторах

РЕЗНИК Сергей Васильевич — доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Российская Федерация, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: sreznik@bmstu.ru).

САПРОНОВ Дмитрий Владимирович — кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана; ведущий инженер, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, ул. Авиамоторная, д. 2, корп. 19, e-mail: dvsapronov@ciam.ru).

КАРИМБАЕВ Тельман Джамалдинович — доктор технических наук, профессор, начальник отдела ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Российская Федерация, Москва, ул. Авиамоторная, д. 2, корп. 19, e-mail: tdkarimbayev@ciam.ru).

МЕЗЕНЦЕВ Михаил Александрович — начальник сектора ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Российская Федерация, Москва, ул. Авиамоторная, д. 2, корп. 19, e-mail: mamezentsev@ciam.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Резник С.В., Сапронов Д.В., Каримбаев Т.Д., Мезенцев М.А. Определение рациональных параметров замковых соединений керамических лопаток с металлическим диском в перспективных авиационных газотурбинных двигателях. Часть II. Стендовые испытания модели ротора. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 7, с. 76–84, doi: 10.18698/0536-1044-2019-7-76-84

Please cite this article in English as:

Reznik S.V., Sapronov D.V., Karimbaev T.D., Mezentsev M.A. The Determination of Rational Parameters of Lock Joints of Ceramic Blades with a Metal Disk in Advanced Aircraft Gas Turbine Engines. Part II. Testing of the Rotor Model Testing of the Rotor's Model. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 7, pp. 76–84, doi: 10.18698/0536-1044-2019-7-76-84

Information about the authors

REZNIK Sergei Vasilievich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Head of Department, Space-Rocket Composite Design. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: sreznik@bmstu.ru).

SAPRONOV Dmitrii Vladimirovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Space-Rocket Composite Design Department; Lead Engineer. Federal State Unitary Enterprise — Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: dvsapronov@ciam.ru).

KARIMBAEV Telman Dzhamaldinovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Head of Department. Federal State Unitary Enterprise — Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: tdkarimbayev@ciam.ru).

MEZENTSEV Mikhail Aleksandrovich — Head of Sector. Federal State Unitary Enterprise — Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: mamezentsev@ciam.ru).