

УДК 621.438, 539.4

## СНИЖЕНИЕ МАССЫ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ ТУРБИНЫ ЗА СЧЕТ ИЗМЕНЕНИЯ ЕЕ СХЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ

И. Х. БАДАМШИН<sup>1</sup>, А. В. КИРЕЕВ<sup>2</sup>

<sup>1</sup>adbadamshin@ugatu.ac.ru, <sup>2</sup>kireev.artur@live.ru

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 28.02.2020

**Аннотация.** С целью модернизации газотурбинной установки (ГТУ), находящейся в эксплуатации, предлагается измененная схема охлаждения рабочей лопатки (РЛ) первой ступени турбины. Рассматривается моделирование рабочего процесса в ступени турбины. На номинальном режиме работы ГТУ оценивается тепловое и напряженно-деформированное состояние РЛ с доработанной конвективно-пленочной схемой охлаждения. Ресурс РЛ на номинальном режиме оценивается по длительной прочности. Доработанная схема позволяет снизить массу лопатки, увеличить ее ресурс за счет уменьшения уровня напряжений.

**Ключевые слова:** турбина высокого давления; рабочая лопатка турбины; конвективно-пленочное охлаждение; газодинамическое моделирование; тепловое состояние; напряженно-деформированное состояние.

### ВВЕДЕНИЕ

Применение конверсионных ГТУ для привода газоперекачивающих агрегатов и электрогенераторов является широко распространенной в России практикой. Однако для обеспечения достаточной надежности и эффективного использования дорогостоящих установок требуется конструкторско-технологическая доработка основных деталей двигателя [1].

Рабочие лопатки первой ступени турбины ГТУ работают в условиях более низких температур и частот вращения, чем на базовом авиационном двигателе, что позволяет увеличить межремонтный ресурс двигателя, но использование в РЛ турбины ГТУ схемы охлаждения базового двигателя может значительно ограничивать межремонтный ресурс и снижать технологичность изготовления двигателя в целом.

В данной работе рассматривается влияние изменения схемы охлаждения РЛ первой ступени турбины на ее массу, статическую прочность и долговечность на номинальном режиме работы ГТУ.

### ОБЗОР НАИБОЛЕЕ РАСПРОСТРАНЕННЫХ СХЕМ ОХЛАЖДЕНИЯ РЛ ТВД

На зарубежных газотурбинных двигателях конвективно-пленочные схемы охлаждения широко применяются в течение последних тридцати лет [2].

В России РЛ с конвективно-пленочным охлаждением (КПО) разрабатываются с 1990-х гг. на ведущих авиадвигателестроительных предприятиях и в ЦИАМ.

Схема продольного и поперечного разреза первой разработанной в России лопатки с КПО приведена на рис. 1 [2].

Для интенсификации теплообмена в каналах РЛ расположены поперечные ребра, а в полости выходной кромки – матрица вихревых каналов.

Проектный расход охлаждающего воздуха – 5,5 %. Коэффициент глубины охлаждения входной кромки равен 0,48, выходной кромки со стороны спинки – 0,5, а со стороны корыта – 0,43 [2].

Наличие турбулизаторов во внутренней полости РЛ позволяет значительно повы-

снить эффективность конвективного теплообмена между стенками РЛ и охлаждающим воздухом. Однако применение в полости выходной кромки матрицы компланарных каналов излишне утяжеляет конструкцию РЛ.

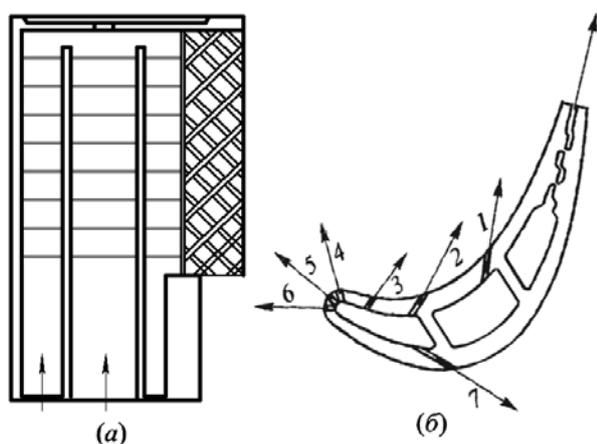


Рис. 1. Схемы продольного сечения лопатки (а) и распределения воздуха по рядам перфорации в лопатке (б) [2]

Схемы продольного и поперечного разреза другого варианта РЛ с КПО изображены на рис. 2 [2].

Для данной РЛ характерно наличие отдельной полости входной кромки, в которой реализуется лобовое натекание охлаждающего воздуха на стенку входной кромки, что можно считать недостатком схемы охлаждения из-за повышенных потерь полного давления охлаждающего воздуха входной кромки.

В полости выходной кромки для интенсификации теплообмена и распределения охлаждающего воздуха по высоте расположена матрица штырей.

В ЦИАМ была разработана высокоэффективная конвективно-пленочная схема с глубиной охлаждения более 0,65 [3]. Схемы продольного и поперечного сечений РЛ изображены на рис. 3 [3]. Для данной схемы характерно развитое пленочное охлаждение. В выходной кромке теплообмен интенсифицируется за счет матрицы штырей.

В статье [2] было проведено сравнительное расчетное исследование РЛ с данной схемой охлаждения без теплозащитного покрытия (ТЗП) и РЛ с циклонно-вихревой матрицей с нанесенным ТЗП. Коэффициент

глубины охлаждения РЛ с КПО выше, чем у РЛ с циклонно-вихревой матрицей и ТЗП.

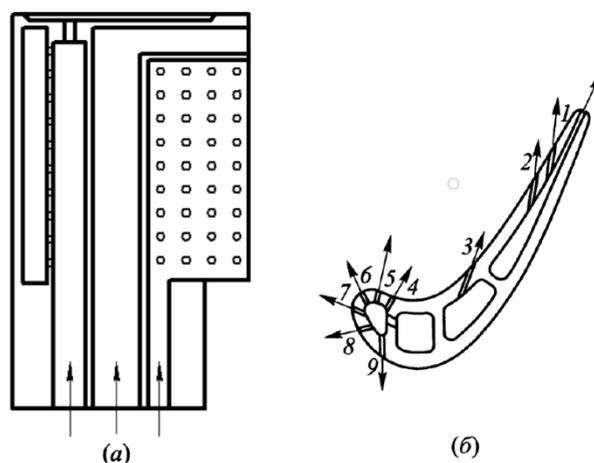


Рис. 2. Схемы продольного (а) и поперечного (б) сечений лопатки [2]

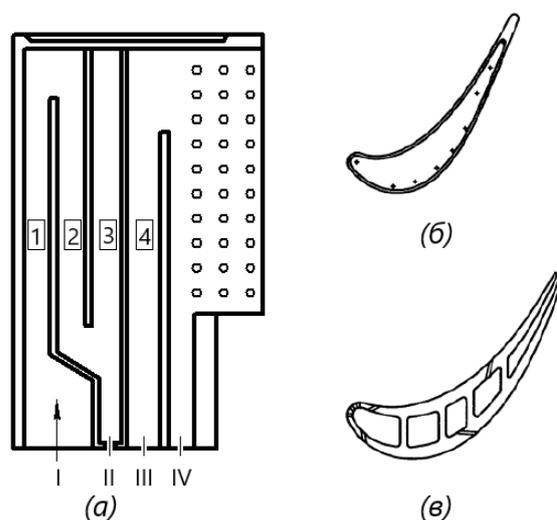


Рис. 3. Схемы продольного (а) и поперечного (б) сечений РЛ, разработанной в ЦИАМ; расположение пылевых отверстий в «чашке» РЛ на концевом радиусе (б) [3]

Недостатком данной схемы является малый диаметр отверстий охлаждения, что может привести к их перекрытию твердыми частицами, содержащимися в охлаждающем воздухе.

В качестве прототипа была выбрана схема, изображенная на рис. 3, так как она спроектирована на расход охлаждающего воздуха, близкий к расходу в ГТУ, для которой она применяется, обеспечивая при этом малые потери полного давления охлаждающего воздуха во внутренней полости РЛ. Кроме того, в схеме применяются меньшие по размеру и количеству турбулизаторы, что позволяет снизить массу лопатки.

### ТРЕХМЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ ОХЛАЖДАЕМОЙ РЛ С ВЫБРАННОЙ СХЕМОЙ

Охлаждающий воздух во внутреннюю полость РЛ с выбранной схемой подается двумя потоками. Первый поток поступает в полость входной части, где частично выдувается через отверстия на входную кромку, создавая заградительную пленку, остальная часть воздуха, огибая перегородки между каналами 1, 2 и 3, охлаждает РЛ изнутри за счет конвективного теплообмена и выдувается через отверстия на спинке, создавая заградительную пленку перед выходной частью лопатки [3]. Второй поток охлаждающего воздуха подводится в четвертую от входной кромки полость, где выдувается в отверстия на корыте, создавая заградительную пленку на выходной части профиля, остальная часть воздуха выдувается в выходную щель [3].

В ножке лопатки на входе в отверстия II, III и IV предусмотрена возможность расположения дросселей [3].

В ГТУ температуры газа и охлаждающего воздуха ниже, чем в ГТД, для которого была спроектирована схема-прототип, поэтому было принято решение убрать один из трех рядов перфорации, расположенных на входной кромке в схеме-прототипе. Для повышения технологичности изготовления, а также для предотвращения перекрытия отверстий охлаждения твердыми частицами диаметр отверстий был увеличен в 1,7 раза.

В полости выходной кромки РЛ расположена матрица штырей.

Пылевые отверстия расположены в каналах 1, 3 и 4.

В ходе доводки выбранной схемы перегородка между каналом 4 и полостью выходной кромки была поднята выше, создавая замкнутую полость в канале 4. Таким образом, весь воздух, поступающий в этот канал, выдувается на поверхность корыта, создавая защитную пленку на выходной части. Также было уменьшено число рядов штырей в полости выходной кромки для уменьшения сопротивления, что позволяет охлаждающему воздуху выдуваться по всей длине щели, исключив выдув всего воздуха в области корневого сечения.

Для более равномерного охлаждения входной кромки было изменено число отверстий пленочного охлаждения в каналах 1 и 2; радиальный шаг отверстий со стороны спинки был увеличен относительно схемы-прототипа; убраны первые 7 отверстий на входной кромке со стороны корыта в районе корневого сечения.

Трехмерная модель стержня изображена на рис. 4.

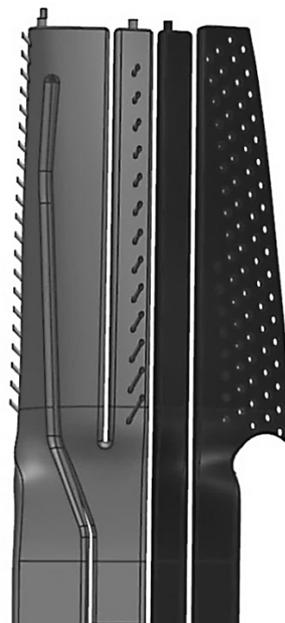
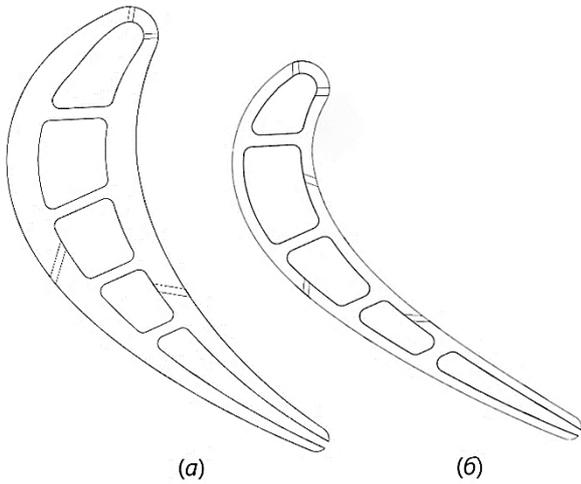


Рис. 4. 3D-модель стержня РЛ

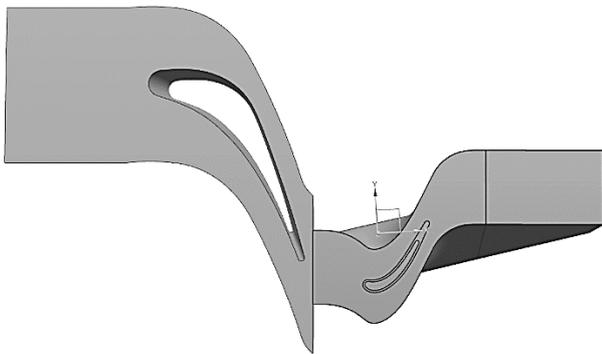
Расположение отверстий пленочного охлаждения на поверхности РЛ представлено на рис. 5.

Для создания расчетной модели течения газа и охлаждающего воздуха в проточной части турбины создаются 3D-модели межлопаточного канала (МЛК) соплового аппарата (СА) и РЛ. Для упрощения модель СА выполняется неохлаждаемой. В МЛК РЛ моделируется схема охлаждения с отверстиями для выпуска охлаждающего воздуха. Для расчета теплового состояния РЛ создается ее твердотельная модель, которая сопрягается с газовой областью и областью охлаждающего воздуха. 3D-модели МЛК изображены на рис. 6 и 7.

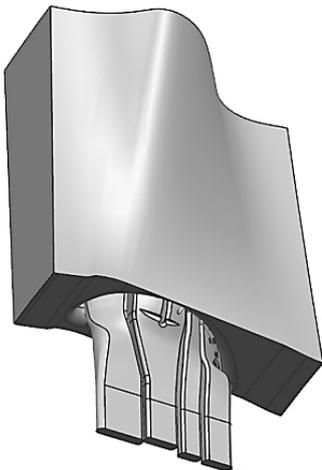
Для моделирования теплового состояния РЛ необходимо разбить модели газовой области и твердотельную модель РЛ на конечно-элементную сетку. Для моделирования пограничного слоя у стенок создается сетка из призматических элементов.



**Рис. 5.** Расположение отверстий пленочного охлаждения в корневом сечении (а), в среднем сечении и выше (б)

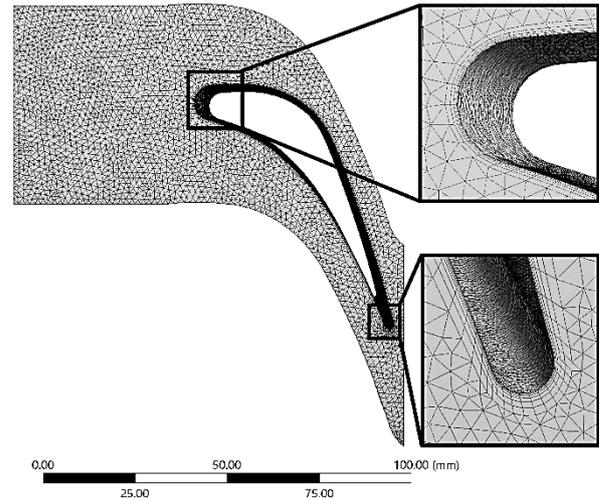


**Рис. 6.** 3D-модель межлопаточного канала турбины



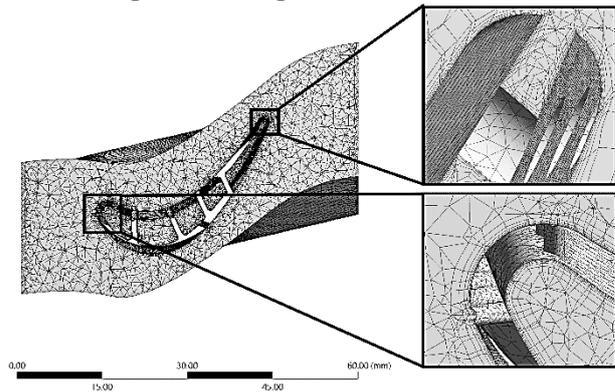
**Рис. 7.** 3D-модель межлопаточного канала РЛ, соединенная с ее внутренней полостью

Конечно-элементная модель межлопаточного канала СА, состоящая из 487 303 тетраэдрических и призматических элементов, изображена на рис. 8.



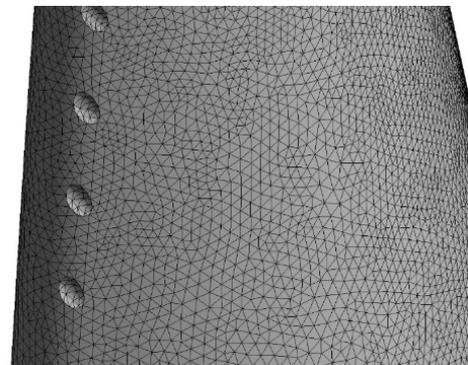
**Рис. 8.** Конечно-элементная модель межлопаточного канала СА

Конечно-элементная модель межлопаточного канала РЛ, состоящая из 8 734 401 тетраэдрических и призматических элементов, изображена на рис. 9.



**Рис. 9.** Конечно-элементная модель межлопаточного канала РЛ

Твердотельная модель РЛ была разбита на 1 945 745 тетраэдрических элемента. Расчетная сетка представлена на рис. 10.



**Рис. 10.** Расчетная сетка РЛ в зоне входной кромки

### МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ РЛ В ANSYS CFX

Расчет сопряженного теплового состояния РЛ выполнялся с использованием программного комплекса вычислительной газодинамики ANSYS CFX, основанного на решении уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу.

Расчетные сетки экспортируются в модуль для подготовки расчетной модели CFX-Pre, где задаются граничные условия, теплофизические свойства газа и твердотельной модели и параметры для проведения расчета. Модель турбулентности принята k-ε.

Расчетная модель первой ступени турбины в ANSYS CFX и распределение температуры на входе в СА по высоте изображены на рис. 11.

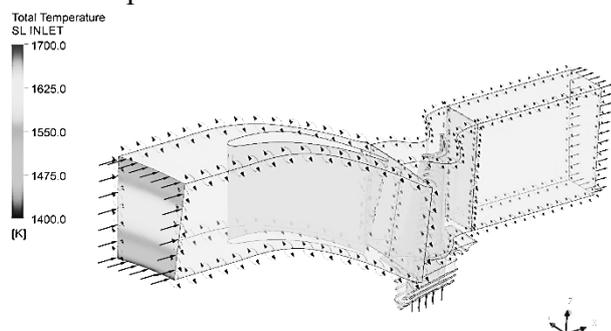


Рис. 11. Расчетная модель ТВД в ANSYS CFX

Теплоотвод в диск в расчетной модели не учитывается.

Результаты 3D-расчета РЛ с измененной схемой охлаждения сравнивались с результатами 2D газодинамического расчета ступени и с результатами 3D-расчета турбины с РЛ с исходной схемой охлаждения. Различия результатов не превышает 3 %.

Полученное распределение температуры по наружной поверхности пера лопатки изображено на рис. 12.

Температура выше 900 °С достигается только в конечном сечении, где уровень напряжения минимален.

Распределение температуры по поверхности РЛ с исходной схемой охлаждения представлено на рис. 13.

Температура в РЛ с исходной схемой охлаждения распределяется более равномерно за счет эффективной турбулизации охлаждающего воздуха вдоль стенок.

Значения коэффициентов глубины охлаждения в РЛ с разработанной схемой охлаждения на различных участках лопатки приведены в табл. 1.

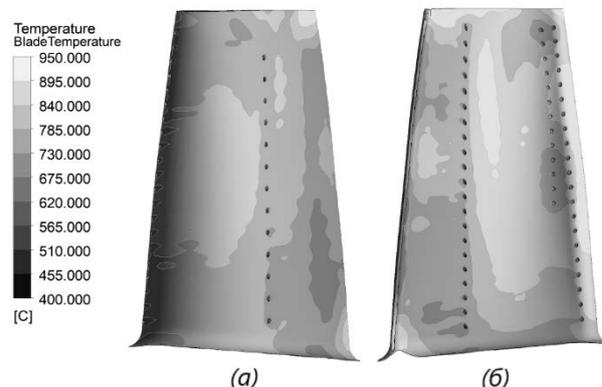


Рис. 12. Распределение температуры на поверхности пера РЛ с доработанной схемой охлаждения со стороны спинки (а) и со стороны корыта (б)

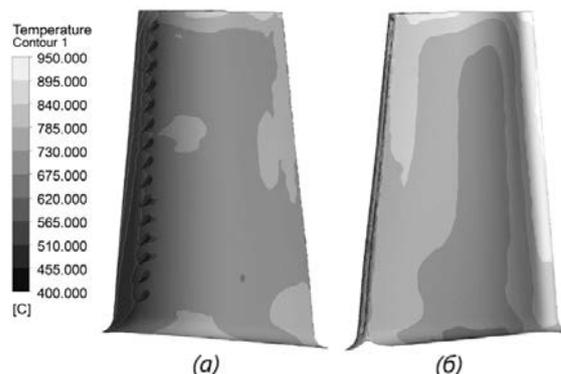


Рис. 13. Распределение температуры на поверхности пера лопатки с исходной схемой охлаждения со стороны спинки (а) и со стороны корыта (б)

Таблица 1

Расчетные коэффициенты глубины охлаждения лопатки на различных участках профиля

Участок измерения	Разрабатываемая схема
Входная кромка	0,35
Спинка	0,46
Корыто	0,35
Выходная кромка со стороны спинки	0,48
Выходная кромка со стороны корыта	0,45

Расчетная схема охлаждения позволяет создать равномерную теплозащитную воздушную пленку снаружи профильной части РЛ. Однако температура внутри пера распределяется недостаточно равномерно.

Для повышения равномерности распределения температуры по профилю РЛ необ-

ходимо интенсифицировать конвективный теплообмен во внутренних каналах РЛ. В каналах в центральных участках профиля можно использовать следующие виды турбулизаторов [4]:

- упорядоченную систему полурёбер на теплопередающей поверхности канала поперек потока;
- упорядоченную систему «смерчевых» [4] сферических углублений на теплопередающей поверхности канала.

### АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ЛОПАТКИ

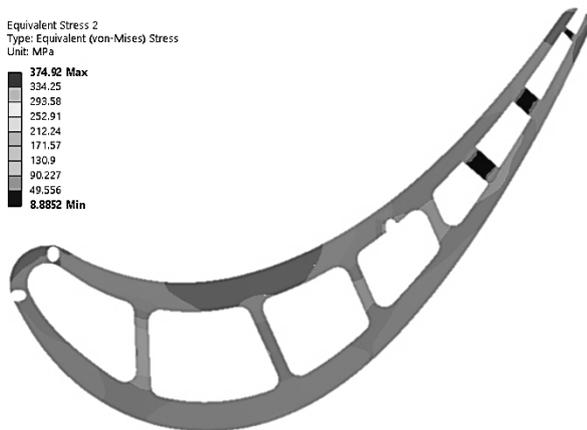
Напряженно-деформированное состояние лопатки оценивается на максимальном режиме работы ГТУ. Ресурс оценивается по статической прочности.

Из газодинамического расчета импортируются поля температуры тела РЛ и давлений во внутреннем канале и на поверхности пера.

Тело РЛ фиксируется в осевом, радиальном и окружном направлениях по контактными поверхностям хвостовика.

Расчет проводится с учетом упругопластических деформаций.

Распределение эквивалентных напряжений в опасном сечении представлено на рис. 14.



**Рис. 14.** Распределение эквивалентных напряжений в опасном сечении лопатки

Среднее значение эквивалентных напряжений в корневом сечении на 8,9 % ниже, чем для РЛ с исходной схемой охлаждения.

Отверстия охлаждения являются концентраторами напряжений. Наибольшее напряжение возникает в корневом сечении в отверстии, расположенном со стороны корытца. За счет изменения конструктивных особенностей максимальная концентрация напряжений снижается на 16,8 % по сравнению с исходной схемой.

### ВЫВОДЫ

Предварительные исследования показали следующее.

1. Снижение массы лопатки получено за счет изменения ее схемы охлаждения. Для комплекта лопаток уменьшение массы составляет 6,3 %.

2. Использование конвективно-пленочной схемы охлаждения позволяет получить равномерную воздушную завесу на всей профильной части РЛ.

3. За счет изменения схемы охлаждения снижается:

- уровень средних напряжений в опасном сечении РЛ на 8,9 %;
- максимальная концентрация напряжений на 16,8 % по сравнению с исходной схемой.

4. Улучшаются инерционные характеристики ротора турбины.

Вместе с тем эффективность охлаждения лопатки с расчетной схемой (табл. 1) несколько снижается по сравнению с исходной. Однако ее тепловое состояние остается в пределах допуска, так как температура газа на выходе из камеры сгорания ниже, чем в исходной схеме.

В дальнейших исследованиях необходимо:

- оценить малоцикловую прочность лопатки с расчетной схемой;
- повысить эффективность охлаждения входной кромки с целью применения расчетной схемы в других типах ГТД;
- использовать интенсификаторы конвективного теплообмена на стенках внутренней полости в наиболее горячих зонах пера для повышения равномерности распределения температуры в профиле;
- подобрать оптимальную толщину перегородок и радиусов скругления в корневом сечении для снижения уровня напряжений в перегородках.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Концепция** реинжиниринга деталей ГТУ в условиях импортозамещения / А. А. Филатов и др. // Вестник УГАТУ. 2016. Т. 20, № 2 (72). С. 50–54. [ А. А. Filatov, et. al., "The concept of reengineering parts of gas turbines in terms of import", (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 20, no. 2 (72), pp. 50-54, 2016. ]

2. **Сравнение** наиболее распространенных схем охлаждения рабочих лопаток высокотемпературных турбин высокого давления / С. В. Харьковский и др. // Высокотемпературные газовые турбины / под ред. М. Я. Иванова. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. 304 с.: ил. [ S. V. Kharkovsky, et. al., Comparison of the most common blades cooling schemes of high-temperature gas turbines, (in Russian), in *High-temperature gas turbines*. Moscow: TORUS PRESS, 2010. ]

3. **Разработка** методов охлаждения лопаток с эффективностью более 0,65 / С. В. Харьковский и др. // Высокотемпературные газовые турбины / под ред. М. Я. Иванова. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. 304 с.: ил. [ S. V. Kharkovsky, et. al., *Development of blade cooling methods with an efficiency of more than 0.65*, (in Russian), in *High-temperature gas turbines*. Moscow: TORUS PRESS, 2010. ]

4. **Нагороа Г. П.** Эффективные способы охлаждения лопаток высокотемпературных газовых турбин: Учебное пособие. М.: МАИ, 1996. 100 с.: ил. [ G. P. Nagoga, *Effective ways to cool the blades of high-temperature gas turbines*, (in Russian). Moscow: MAI, 1996. ]

## ОБ АВТОРАХ

**БАДАМШИН Ильдар Хайдарович**, профессор каф. авиац. двигателей, д-р техн. наук (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. прочности и долговечности элементов конструкции ГТД.

**КИРЕЕВ Артур Венерович**, дипл. инженер по авиац. двигателям (УГАТУ, 2020). Иссл. в обл. прочности элементов ГТД.

## METADATA

**Title:** Reducing the mass of the gas turbine first stage blade by changing its cooling scheme.

**Authors:** I. N. Badamshin<sup>1</sup>, A. V. Kireev<sup>2</sup>

**Affiliation:**

Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

**Email:** <sup>1</sup>adbadamshin@ugatu.ac.ru, <sup>2</sup>kireev.artur@live.ru

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 24, no. 1 (87), pp. 32-38, 2020. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** In order to modernize the gas turbine unit (GTU), which is currently in operation, a convective film cooling scheme for the gas turbine first stage blade was applied. The modeling the working process in the turbine stage is considered. At the nominal operating mode of the GTU, the thermal and stress-strain state of the blade with the modified cooling scheme is estimated. According to the criterion of the long-term strength safety margin, the service life of the blade at the nominal mode is estimated. The modified scheme allows to reduce the mass of the blade, reduce the average level of stress in the root section of the blade.

**Key words:** high pressure turbine; gas turbine blade; film cooling; gas-dynamic modelling; thermal condition; stress-strain state.

**About authors:**

**BADAMSHIN, Ildar Khaidarovich**, Prof. Dept. of Aircraft Engines. Dr. of Tech. Sci. (UGATU, 2010). Research in region of strength and durability of structural elements of the GTE.

**KIREEV, Artur Venerovich**, Dipl. aircraft engines engineer (UGATU, 2020). Research in region of strength of structural elements of the GTE.