Калюлин С.Л., Саженков Н.А., Модорский В.Я., Владимиров Н.В. Численное моделирование газодинамических и прочностных характеристик вентилятора для экспериментальной установки по исследованию разрушения льда на вращающихся рабочих лопатках // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2023. – № 1. С. 134–141. DOI: 10.15593/perm.mech/2023.1.13

Kalyulin S.L., Sazhenkov N.A., Modorskii V.Y., Vladimirov N.V. Numerical simulation of gas-dynamic and strength characteristics of a fan for the experimental test rig for investigation of ice breakdown on rotating working blades. *PNRPU Mechanics Bulletin,* 2023, no. 1, pp. 134-141. DOI: 10.15593/perm.mech/2023.1.13

пермский политех

ВЕСТНИК ПНИПУ. МЕХАНИКА
№ 1, 2023
PNRPU MECHANICS BULLETIN
https://ered.pstu.ru/index.php/mechanics/index



Научная статья

DOI: 10.15593/perm.mech/2023.1.13
УДК 534.21

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ И ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕНТИЛЯТОРА ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ РАЗРУШЕНИЯ ЛЬДА НА ВРАЩАЮЩИХСЯ РАБОЧИХ ЛОПАТКАХ

С.Л. Калюлин, Н.А. Саженков, В.Я. Модорский, Н.В. Владимиров

Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

О СТАТЬЕ

Получена: 10 декабря 2022 г.
Одобрена: 25 декабря 2022 г.
Принята к публикации:
05 апреля 2023 г.

Ключевые слова:

газотурбинные двигатели, турбовентиляторные ГТД, обледенение, вибрации, дисбаланс, асимметричное разрушение льда, газодинамическое моделирование, прочностной анализ, модальный анализ, виброметрирование, суперкомпьютер.

АННОТАЦИЯ

Проведен анализ современных экспериментальных и расчётных исследований по актуальной проблеме асимметричного разрушения льда на поверхностях рабочих лопаток вентиляторных ступеней газотурбинных двигателей. Разработана принципиальная схема экспериментальной установки, которая состоит из следующих основных элементов: аэродинамическая труба, холодильная камера, модельный вентилятор, электродвигатель, высокоскоростная видеокамера. Экспериментальная установка позволяет проводить лабораторные исследования процессов образования и разрушения льда.

Проведено расчётное обоснование выбора параметров экспериментальной установки для исследования процессов обледенения лопаток вращающегося вентилятора газотурбинного двигателя. По результатам трехмерных газодинамических и прочностных расчётов определены конструктивный облик и основные геометрические параметры проточного тракта и модельного вентилятора.

Представлены зависимости степени повышения давления P_k и потребляемой мощности модельного вентилятора $W_{потр}$ от величины массового расхода воздуха $G_{возд}$ для различного количества рабочих лопаток.

Произведен выбор материалов ступицы диска и лопаток модельного вентилятора, удовлетворяющих условиям статической и динамической прочности, которые испытывают растягивающие и изгибные нагрузки при высоких скоростях вращения до 12 000 об/мин, проведена оценка допустимых коэффициентов запаса, получены напорные характеристики.

© ПНИПУ

© **Калюлин Станислав Львович** – инж., e-mail: ksl@pstu.ru.
Саженков Николай Алексеевич – к.т.н., доц., e-mail: sazhenkov_na@mail.ru.
Модорский Владимир Яковлевич – д.т.н., проф., e-mail: modorsky@pstu.ru.
Владимиров Никита Вячеславович – студент, e-mail: nikitavladimirov500@gmail.com.

Stanislav L. Kalyulin – Engineer, e-mail: ksl@pstu.ru.
Nikolai A. Sazhenkov– CSc Technical Sciences, Associate Professor, e-mail: sazhenkov_na@mail.ru.
Vladimir Ya. Modorskii – Doctor of Technical Sciences, Professor, e-mail: modorsky@ pstu.ru.
Nikita V. Vladimirov – Student, e-mail: nikitavladimirov500@gmail.com.

Эта статья доступна в соответствии с условиями лицензии Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)
This work is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

NUMERICAL SIMULATION OF GAS-DYNAMIC AND STRENGTH CHARACTERISTICS OF A FAN FOR THE EXPERIMENTAL TEST RIG FOR INVESTIGATION OF ICE BREAKDOWN ON ROTATING WORKING BLADES

S.L. Kalyulin, N.A. Sazhenkov, V.Y. Modorskii, N.V. Vladimirov

Perm National Research Politechnic University, Perm, Russian Federation

ARTICLE INFO

Received: 10 December 2022
Approved: 25 December 2022
Accepted for publication:
05 April 2023

Keywords:

gas turbine engines, turbofan gas turbine engines, icing, vibrations, unbalance, asymmetric ice breaking, gas dynamic modeling, strength analysis, modal analysis, vibration measurement, supercomputer.

ABSTRACT

The paper is devoted to modern experimental and computational studies analysis on the point of asymmetric destruction of ice on the surfaces of the working blades of gas-turbine engine blades. A schematic diagram of an experimental setup has been developed, which consists of the following main elements: a wind tunnel, a cold chamber, a model fan, an electric motor, and a high-speed video camera. The experimental setup makes it possible to carry out laboratory studies of the ice formation and destruction processes.

The choice of the experimental test rig parameters was made to allow assessing the icing of the blades of a rotating fan, which reproduces the processes occurring on gas turbine engines. Based on the results of three-dimensional gas-dynamic and strength calculations, the design and basic geometrical parameters of the flow path and the dummy fan were determined.

The dependences of compression ratio P_k and the power consumption of a model fan W_{cons} on the value of the mass air flow G_{air} for a different number of rotor blades are presented.

The choice of materials for the disk hub and blades of a dummy fan which experience tensile and bending loads at high rotation speeds up to 12.000 rpm was made, that satisfies the conditions of static and dynamic strength, also the allowable safety factors were evaluated, and pressure characteristics were obtained.

© PNRPU

Введение

При создании новых и эксплуатации существующих газотурбинных двигателей наземного применения возникают проблемы, связанные ростом амплитуды вибраций ротора вследствие обледенения лопаток вентилятора [1; 2].

Кроме того обледенение двигателя приводит к изменению характеристик его узлов, параметров рабочего процесса и, как правило, к снижению мощности. В основном это связано с изменением геометрии проточной части и размеров проходных сечений по тракту.

В случае, когда противообледенительные системы, принцип работы которых основан на нагреве элементов двигателя (кока, лопаток вентилятора, направляющих аппаратов первой ступени), не позволяют решить проблему, в качестве основного средства борьбы с этим явлением применяется кратковременное повышение частоты вращения ротора низкого давления $n_в$[3].

Однако такая «перегазовка» не устраняет причины возникновения льда, и, принося лишь временный результат, по истечении некоторого времени должна быть использована повторно, что негативно сказывается на общей топливной эффективности двигателя [4].

Анализ причин роста вибраций при работе вентилятора авиационного двигателя показал, что в процессе обледенения происходит нарастание на лопатках ледяных наростов с последующим его разрушением под воздействием инерционных сил.

Ввиду того, что процесс разрушения наледи зависит от множества факторов, таких как соотношение сил адгезии ледяного покрова лопатки к силам инерции, действующим на присоединенную массу льда, характер настационарного газодинамического ротор-статор-взаимодействия, отделение ледяных наростов на лопатках происходит несимметрично. Авторами выдвинута гипотеза, что на процесс разрушения льда влияет жесткость лопаток. Несимметричное отделение льда, в свою очередь, может привести к дисбалансу, росту амплитуд вибронапряжений и усталостным поломкам деталей ротора.

Асимметричное разрушение льда на вращающихся рабочих лопатках вентиляторов является малоизученным физическим процессом. Ведущие мировые и российские центры, такие как Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского и NASA, активно занимаются экспериментальными и теоретическими исследованиями в этой области [5–12]. Коллектив авторов также занимается вопросами обледенения как численно, так и экспериментально [13; 14].

Современные нормативные требования предусматривают различные условия обледенения авиационной техники. При этом особую опасность представляют такие распространенные виды обледенения, как «классическое» обледенение в условиях жидких переохлажденных капель размерами до 20 мкм, обледенение в условиях ледяных кристаллов и в смеси фаз, а также обледенение в условиях крупных переохлажденных капель размерами до 2 мм [15].

В настоящей статье представлены результаты разработки экспериментальной установки для оценки процессов «классического» обледенения и разрушения льда на вращающихся вентиляторах.

1. Принципиальная схема экспериментальной установки

Разрабатываемая экспериментальная установка для исследования процессов образования и разрушения льда должна обеспечивать возможность: проводить видеофиксацию процессов обледенения и разрушения льда на вращающемся вентиляторе при скоростях съемки до 250 кадров в секунду; изменять жесткость и массу лопаток модельного вентилятора; проводить балансировку модельного вентилятора; управлять температурой в проточной части вентиляторной ступени в диапазоне до –30 °С с точностью до 0,5 °С. При этом управлять относительной влажностью в проточной части вентиляторной ступени в диапазоне от 20 до 80 % с точностью 2–5 %; частотой вращения ротора вентилятора в диапазоне до 10 000 об/мин; проводить измерение статического давления в проточной части в диапазоне 30 000…110 000 Па; виброускорений на опорах или корпусных деталях установки в диапазоне частот до 12 кГц в различных направлениях.

Исходя из вышеперечисленных требований, была разработана принципиальная схема установки (рис. 1).

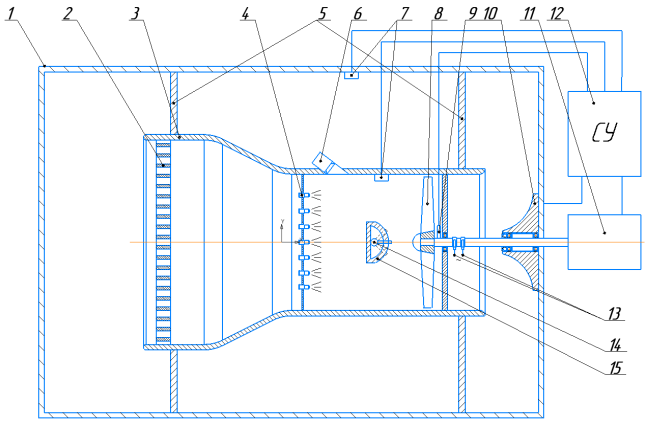


Рис. 1. Принципиальная схема лабораторной экспериментальной установки для исследования процессов нарастания и разрушения льда на вращающихся вентиляторах: *1* – холодильная камера, *2* – спрямляющие решетки, *3* – проточная часть, *4* – водораспылительный коллектор, *5* – опоры, *6* – высокоскоростная камера, *7* – датчики температуры, *8* – модельный вентилятор, *9* – датчик вибраций, *10* – обтекатель, *11* – электродвигатель, *12* – система управления, *13* – контактная группа электрической противообледенительной системы, *14* – штуцер подачи горячего воздуха воздушной противообледенительной системы, *15* – система позиционирования

Fig. 1. Schematic diagram of a laboratory experimental setup for studying the processes of ice growth and destruction on rotating fans: *1* – cooling chamber, *2* – straightening grids, *3* – flow part, *4* – water spray collector, *5* – supports, *6* – high-speed chamber, *7* – temperature sensors, *8* – model fan, *9* – vibration sensor, *10* – fairing, *11* – electric motor, *12* – control system, *13* – contact group of electric anti-icing system, *14* – hot air supply fitting of air anti-icing system, *15* – system positioning

Основным элементом экспериментальной установки является проточная часть переменного поперечного сечения (*3*) с установленным внутри вентилятором (*8*), который приводится в движение при помощи электродвигателя (*11*). Для обеспечения различных температурных условий обледенения конструкция помещается в холодильную камеру (*1*). Так как при работе электродвигателя выделяется тепловая энергия, повышающая температуру в камере, поэтому конструкцией установки предусмотрен вынос привода за пределы холодильной камеры. При использовании малогабаритного привода возможно размещение его в холодильной установке.

Перед входом в аэродинамический тракт предусмотрена спрямляющая решетка (*2*) для выравнивания воздушного потока. Для создания в потоке капель переохлажденной жидкости в тракте размещен водораспылительный коллектор с форсунками (*4*).

Предполагается изготовление нескольких вариантов лопаток вентилятора (*8*), отличающихся жесткостью, массой, различными свойствами поверхности (адгезия и шероховатость), наличием внутренних полостей. Варьирование объёма внутренних полостей лопаток позволит изменять их массо-жесткостные характеристики и организовать подачу горячего воздуха для воздушной противообледенительной системы. Планируется возможность размещения электрической противообледенительной системы (ЭТПОС), состоящей из обогревающих сеток и матов. Подвод электрической энергии к ротору для ЭТПОС предполагается осуществлять при помощи трансформатора, первичная обмотка которого расположена на статоре, а вторичная на вращающемся роторе (*14*).

Контроль вибрационного состояния ротора вентилятора будет осуществляться при помощи пьезокристаллических акселлерометров (*9*), устанавливаемых на подшипниковых опорах либо на корпусных деталях. Датчики (*6*) предназначены для контроля температурного режима и влажности в холодильной камере и проточной части.

Всё измерительное оборудование, а также холодильная камера и электродвигатель интегрированы в цифровую систему сбора, обработки информации и управления на базе персонального компьютера (*12*).

2. Численное моделирование газодинамических характеристик модельного вентилятора

На основании разработанной конструктивной схемы экспериментальной установки был произведён предварительный выбор основных геометрических параметров проточной части переменного поперечного сечения, конструктивная схема вентилятора, а также геометрия профилей его лопаток.

С целью оценки расходных характеристик и напорности различных выбранных конфигураций вентилятора было проведено численное моделирование газодина-

мических процессов в ступени вентилятора диаметром 0,182 м в трёхмерной стационарной постановке для вариантов конструкции с 22, 11, 4 и 2 рабочими лопатками. На рис. 2 представлены геометрические модели рабочего колеса исследуемого вентилятора и проточной части.

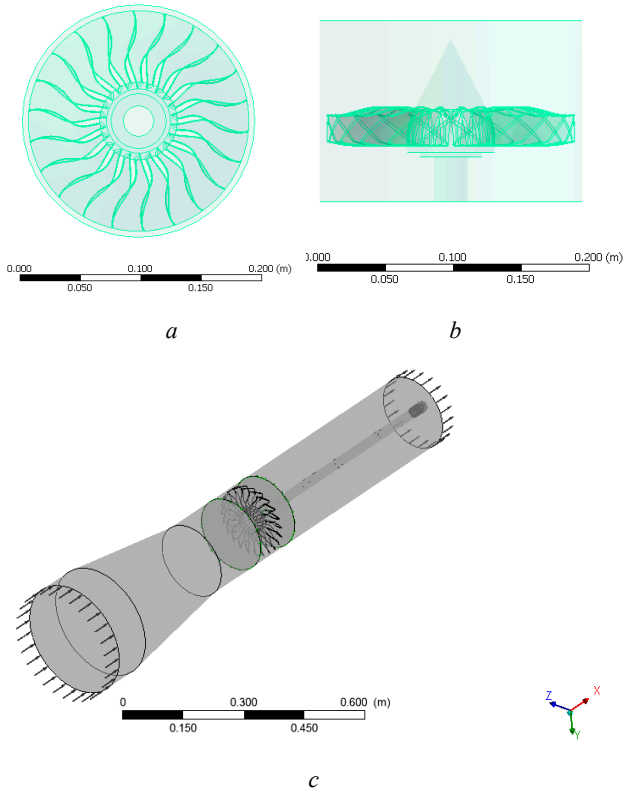


Рис. 2. Геометрические модели рабочего колеса модельного вентилятора (*a* – вид спереди, *b* – вид сверху) и проточной части переменного поперечного сечения (*c*)

Fig. 2. Geometric models of the impeller of the model fan (*a* – front view, *b* – top view) and the flow path of variable cross section (*c*)

При численном моделировании сила тяжести газа и теплопроводность стенки не учитывалась. В качестве рабочего тела выбран однофазный вязкий нереагирующий совершенный газ. Стенки рабочей части непроницаемые, без учета шероховатости, с граничными условиями прилипания частиц.

Конечно-элементная модель расчетной газодинамической области, состояла из 3 млн тетраэдров внутри расчётного объема с 7 призматическими элементами по толщине с коэффициентом роста 1,2 вблизи стенок для корректного разрешения градиента скорости. Максимальный размер элемента поперек потока составил 7 мм. Пример сеточной модели представлен на рис. 3.

Математическая модель, представляет собой систему уравнений Навье-Стокса (уравнения сохранения массы, импульса и энергии), замыкаемых уравнениями состояния идеального сжимаемого газа, уравнениями турбулентности, а также начальными и граничными условиями.

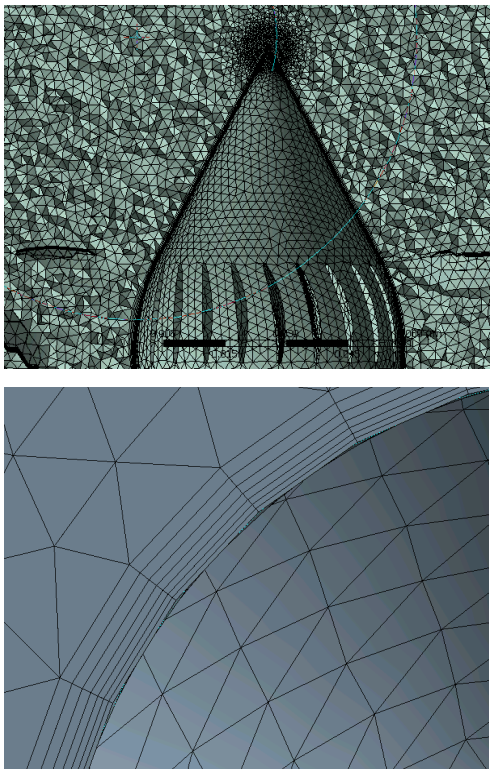


Рис. 3. Пример сеточной дискретизации вблизи поверхности кока вентилятора, пограничный слой вблизи стенки

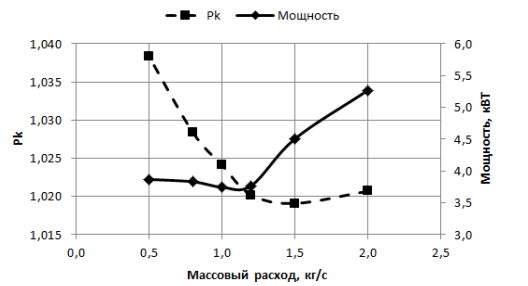
Fig. 3. An example of grid discretization near the surface of the fan cooker, the boundary layer near the wall

На рис. 4 представлены полученные расчётно зависимости степени повышения давления P_k и потребной мощности $W_{\text{потр}}$ рабочего колеса вентилятора от величины массового расхода рабочего тела через ступень, для различного количества установленных в диске вентилятора рабочих лопаток. Все зависимости получены для частоты вращения рабочего колеса 11 735 об/мин.

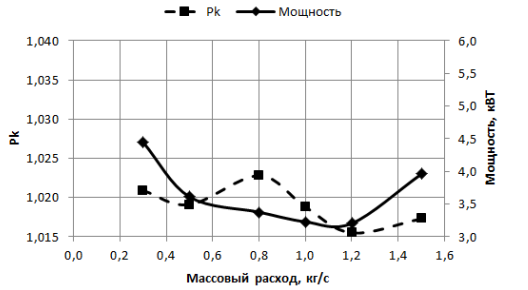
Наибольшее значение достигаемого расхода в ступени – 4 кг/с достигается при потребной мощности 0,2 кВт и уровне потерь полного давления 1% (рис. 4, *г*) для варианта конструкции с двумя профилированными лопатками. На основе полученных данных был произведен выбор электродвигателя для лабораторной установки, с целью обеспечения требуемых расходных характеристик исследуемых рабочих колёс.

3. Расчетная оценка прочностных характеристик модельного вентилятора

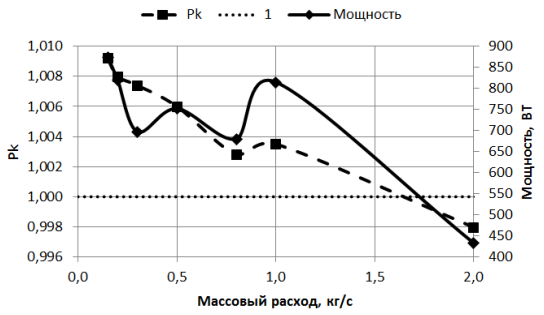
Оценка прочностных характеристик модельного вентилятора проводилась с целью подбора материала для изготовления лопаток и ступицы, способных выдержать действующие на них, на различных частотах вращения ротора, центробежные нагрузки. Расчёт проводился в трехмерной статической постановке методом конечно-элементного моделирования, для сочетаний материалов «сталь – сталь», «сталь – пластик», «пластик – пластик».



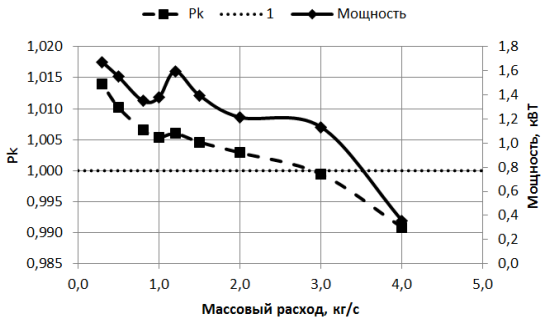
a



b



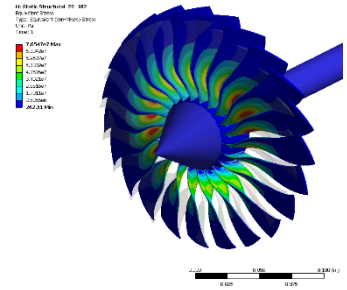
c



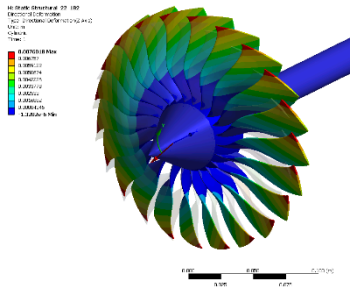
d

Рис. 4. Результаты расчетного газодинамического моделирования напорных характеристик различных вариантов модельной вентиляторной ступени: *a* – 22 лопатки рабочего колеса; *b* – 11 лопаток рабочего колеса; *c* – 4 лопатки рабочего колеса; *d* – 2 лопатки рабочего колеса

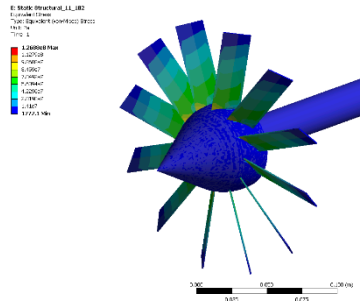
Fig. 4. End. Results of computational gas-dynamic modeling of pressure characteristics of various variants of the model fan stage: *a* – 22 impeller blades; *b* – 11 impeller blades; *c* – 4 impeller blades; *d* – 2 impeller blades



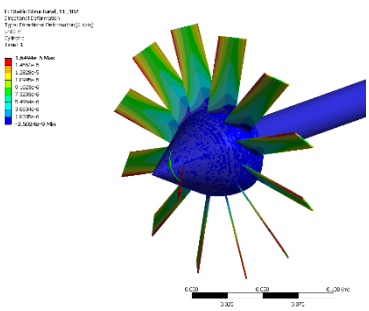
a



b



c



d

Рис. 5. Результаты расчетного прочностного анализа вариантов модельной вентиляторной ступени: *a* – 22 профилированных лопатки – поле эквивалентных напряжений по Мизесу, МПа; *b* – 22 профилированных лопатки – поле деформаций в радиальном направлении; *c* – 11 модельных лопаток – поле эквивалентных напряжений по Мизесу, МПа; *d* – 11 модельных лопаток – поле деформаций в радиальном направлении

Fig. 5. The results of the calculated strength analysis of the variants of the model fan stage: *a* – 22 profiled blades – the field of equivalent stresses according to Mises, MPa; *b* – 22 profiled blades – deformation field in the radial direction; *c* – 11 model blades – equivalent stress field according to Mises, MPa; *d* – 11 model blades – deformation field in the radial direction

Результаты прочностного статического анализа различных конфигураций модельного вентилятора

Results of the strength static analysis of various model fan configurations

№ п/п	Параметр	Профилированные лопатки					Модельные лопатки
1	ω, об/мин	11734	11734	8453	8453	8453	11734
2	D, мм	182	182	182	182	182	182
3	Мат. лопаток	сталь	пластик	пластик	пластик	пластик	сталь
4	Мат. ступицы	сталь	пластик	сталь	сталь	сталь	сталь
5	E, ГПа	200,00	1,73	1,73	1,73	1,73	200,00
6	ρ, кг/м3	7800	1300	1300	1300	1300	7800
7	Масса лопаток, кг	690	115	-	79	79	112
8	Толщина профиля	базовая	базовая	+1,5 мм	+2,5 мм	+2,5 мм	базовая
9	σ, МПа	464,0	76,5	22,6	18,8	18,6	127,0
10	σ_{MAX}, МПа	250,0	33,6	33,6	33,6	33,6	250,0
11	К-т запаса, k	0,54	0,44	1,49	1,78	1,81	1,97
12	Количество лопаток	22	22	4	4	4	11

На рис. 5 приведены примеры результатов статического прочностного анализа вентилятора с профилированными (рис. 5, *а*, *б*) и плоскими непрофилированными лопатками (рис. 5, *в*, *г*). Для всех вариантов конструкции лопаток, наибольшие величины интенсивностей напряжений наблюдаются вблизи корневого сечения лопатки ближе к входной кромке.

В таблице представлены сводные результаты статического прочностного анализа для различных сочетаний матариалов ступицы и лопаток вентилятора и различных частот вращения ротора.

Как видно из представленных в таблице данных, наибольший коэффициент запаса статической прочности $k = 1{,}97$ для максимально допустимой частоты вращения ротора 11734 об/мин был получен для варианта конструкции с 11 плоскими непрофилированными лопатками, изготовленными заодно со ступицей из стали. Приемлемые значения коэффициентов запаса в диапазоне 1,49…1,81 были получены для сочетания материалов «пластик–сталь» для лопаток и ступицы соответственно, в профилированном исполнении для частоты вращения 8453 об/мин при установке 4 лопаток в диск.

Заключение

1. По результатам численной оценки газодинамических и прочностных характеристик модельного вентилятора определен облик и произведен подбор основных параметров экспериментальной модельной установки для исследования разрушения льда на вращающихся вентиляторах газотурбинных двигателей.

2. Показано, что предлагаемая конструкция вентилятора в конфигурации с двумя профилированными лопатками может обеспечивать прокачивающую способность рабочего колеса до 4 кг/с, при потребной мощности 0,2 кВт с приемлемым уровнем потерь полного давления в 1 %.

3. Наибольшее значение коэффициента запаса по статической прочности $k = 1{,}97$ получено для варианта конструкции вентилятора с 11 плоскими непрофилированным лопатками и сочетания материалов лопаток и ступицы «пластик – сталь» для максимальной частоты вращений 11 734 об/мин.

Библиографический список

1. Методические вопросы проведения испытаний авиационных двигателей в условиях обледенения и оценка изменения характеристик ТРДД / Ф.Ш. Гельмедов, А.В. Горячев [и др.] // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – Т. 54, № 7. – С. 133–138.

2. Данилкин С.Ю., Телешев В.А. К вопросу об исследовании вибрационного состояния газотурбинного двигателя в условиях обледенения // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. Академика С.П. Королева (национального исследовательского университета). – 2014. – Т. 47, № 5. – С. 55–59.

3. Гуревич О.С., Сметанин С.А., Трифонов М.Е. Оценка ухудшения характеристик ГТД при кристаллическом обледенении и возможностей его компенсации методами управления // Авиационные двигатели. – 2019. – Т. 4, № 3. – С. 17–24.

4. Гуревич О.С., Сметанин С.А., Трифонов М.Е. Особенности автоматического управления режимом работы ГТД при кристаллическом обледенении // Системы автоматического управления авиационными силовыми установками: сборник научных трудов / под ред. О.С. Гуревича. Москва. – 2020. – С. 35–40.

5. Mason J.G., Chow P., Fuleki D.M. Understanding ice crystal accretion and shedding phenomenon in jet engines using a rig test // Journal of engineering for gas turbines and power. – 2011. – Vol. 133, no. 4. – P. 8.

6. Mason J.G., Grzych M. The challenges identifying weather associated with jet engine ice crystal icing // SAE Technical Paper. – 2011. – No. 2011-38-0094. – 12 p.

7. Veres J., Jorgenson P., Wright W. A model to assess the risk of ice accretion due to ice crystal ingestion in a turbofan engine and its effects on performance // 4th AIAA atmospheric and space environments conference. – 2012. – P. 3038.

8. Основы расчета, конструирования и испытаний противообледенительных систем авиационных газотурбинных двигателей / А.Н. Антонов, Н.К. Аксенов, А.В. Горячев, С.В. Чиванов. – М.: ЦИАМ, 2001. – 268 с.

9. Каджардузов П.А., Эзрохи Ю.А. Влияние обледенения на характеристики двухконтурных ГТД в условиях ледяных

кристаллов // Авиационные двигатели. – 2019. – № 1. – С. 75–81.

10. Veres J.P., Jorgenson P.C.E. Modeling commercial turbofan engine icing risk with ice crystal ingestion // NASA Technical Memorandum. – 2013. – Report Number NASA/TM-2013-218097. – 22 p.

11. Goodwin R.V., Dischinger D.G. Turbofan ice crystal rollback investigation and preparations leading to inaugural ice crystal engine test at NASA PSL-3 test facility // 6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. – 2014. – P. 2895.

12. Oliver M.J. Validation Ice Crystal Icing Engine Test in the Propulsion Systems Laboratory at NASA Glenn Research Center // 6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. – 2014. – P. 2898.

13. Numerical simulation of aircraft thermal anti-icing system based on a tight-coupling method / X. Bu [et al.] // International Journal of Heat and Mass Transfer. – 2020. – Vol. 148. – Art. 119061.

14. An implicit time marching Galerkin method for the simulation of icing phenomena with a triple layer model / R. Chauvin [et al.] // Finite Elements in Analysis and Design. – 2018. – Vol. 150. – P. 20–33.

15. Bayeux C., Radenac E., Villedieu P. Theory and Validation of a 2D Finite-Volume Integral Boundary-Layer Method for Icing Applications // AIAA Journal. – 2019. – Vol. 57, no. 3. – P. 1092–1112.

16. Modeling in-flight ice accretion under uncertain conditions / G. Gori [et al.] // Journal of Aircraft. – 2022. – Vol. 59, no. 3. – P. 799–813.

17. Han Y., Palacios J. Surface roughness and heat transfer improved predictions for aircraft ice-accretion modeling // AIAA journal. – 2017. – Vol. 55, no. 4. – P. 1318–1331.

18. Алексеенко С.В., Приходько А.А. Численное моделирование обледенения цилиндра и профиля. Обзор моделей и результаты расчетов // Ученые записки ЦАГИ. – 2013. – Т. 44, № 6. – С. 25–57.

19. Modelling of icing of flying vehicles in climatic wind tunnels / G.P. Klemenkov [et al.] // Thermophysics and Aeromechanics. – 2008. – Vol. 15, no. 4. – P. 527–536.

20. Effect of high-fidelity ice-accretion simulations on full-scale airfoil performance / A.P. Broeren [et al.] // Journal of Aircraft. – 2010. – Vol. 47, no. 1. – P. 240–254.

21. Wang Y., Xu Y., Lei Y. An effect assessment and prediction method of ultra-sonic de-icing for composite wind turbine blades // Renewable Energy. – 2018. – Vol. 118. – P. 1015–1023.

22. Актуальные вопросы создания современных систем контроля обледенения самолета / В.П. Зинченко [и др.] // Адаптивні системи автоматичного управління. – 2011. – Т. 18, № 38. – С. 129–139.

23. Mingione G., Brandi V. Ice accretion prediction on multielement airfoils // Journal of Aircraft. – 1998. – Vol. 35, no. 2. – P. 240–246.

24. Кошелев К.Б., Мельникова В.Г., Стрижак С.В. Разработка решателя iceFoam для моделирования процесса обледенения // Труды Института системного программирования РАН. – 2020. – Т. 32, № 4. – С. 217–234.

25. Индруленайте Я.А. Опыт применения программного комплекса FENSAP-ICE для моделирования обледенения крыла самолета // 14-я Международная конференция «Авиация и космонавтика-2015». Тезисы. – 2015. – С. 411–413.

26. Kalyulin S.L., Modorskii V.Ya., Cherepanov I.E. Numerical modeling of the influence of the gas-hydrodynamic flow parameters on streamined surface icing // AIP Conference Proceedings. – 2018. – Vol. 2027, no. 1. – Art. 030180.

27. Computational and experimental modeling of icing processes by means of PNRPU high-performance computational complex / S.L. Kalyulin [et al.] // Journal of Physics: Conference Series. – 2018. – Vol. 1096, no. 1. – Art. 012081.

28. Kalyulin S.L., Modorskii V.Ya., Maksimov D.S. Physical modeling of the influence of the gas-hydrodynamic flow parameters on the streamlined surface icing with vibrations // AIP Conference Proceedings. – 2018. – Vol. 2027, no. 1. – Art. 040090.

29. Optimizing numerical design of a multi-mode aero-cooled climatic wind tunnel nozzle on a PNRPU high-performance computational complex / S.L. Kalyulin [et al.] // Communications in Computer and Information Science. – 2020. – Vol. 2163. – P. 305–320.

30. Optimization of drop characteristics in a carrier cooled gas stream using ANSYS and Globalizer software systems on the PNRPU high-performance cluster / S.L. Kalyulin [et al.] // Communications in Computer and Information Science. – 2017. – Vol. 753. – P. 331–345.

31. Караджузов П.А., Эзрохи Ю.А., Влияние обледенения на характеристики двухконтурных ГТД в условиях ледяных кристаллов // Авиационные двигатели. – 2019. – Т. 2, № 1. – С. 75–81.

References

1. Gel'medov F.Sh., Goryachev A.V. et al. Metodicheskie voprosy provedeniya ispytanij aviacionnyh dvigatelej v usloviyah obledene-niya i ocenka izmeneniya harakteristik TRDD // *Aviacionnokosmiche-skaya tekhnika i tekhnologiya*, 2008, vol.54. no.7, pp.133-138.

2. Danilkin S.Yu., Teleshev V.A. K voprosu ob issledovanii vibracionnogo sostoyaniya gazoturbinnogo dvigatelya v usloviyah oble-deneniya // *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. Akademika S.P. Koroleva (nacional'nogo issledo-vatel'skogo universiteta)*, 2014, vol.47, no.5, pp.55-59.

3. Gurevich O.S., Smetanin S.A., Trifonov M.E. Ocenka uhudshe-niya harakteristik GTD pri kristallicheskom obledenenii i vozmozh-nostej ego kompensacii metodami upravleniya //*Aviacionnye dvigateli*, 2019, vol.4, no.3, pp.17-24.

4. Gurevich O.S., Smetanin S.A., Trifonov M.E. Osobennosti avtomaticheskogo upravleniya rezhimom raboty GTD pri kristallicheskom obledenenii // *Sistemy avtomaticheskogo upravleniya aviacionnymi silovymi ustanovkami. Sbornik nauchnyh trudov. Pod redakciej O.S. Gurevicha*, Moskow, 2020, pp.35-40.

5. Mason J.G., Chow P., Fuleki D.M. Understanding ice crystal accretion and shedding phenomenon in jet engines using a rig test. *Journal of engineering for gas turbines and power*, 2011, vol.133, no.4, 8 p.

6. Mason J.G., Grzych M. The challenges identifying weather associated with jet engine ice crystal icing. *SAE Technical Paper*, 2011, no.2011-38-0094, 12 p.

7. Veres J., Jorgenson P., Wright W. A model to assess the risk of ice accretion due to ice crystal ingestion in a turbofan engine and its effects on performance. *4th AIAA atmospheric and space environments conference*, 2012, p. 3038.

8. Antonov A.N., Aksenov N.K., Goryachev A.V., Chivanov S.V. Osnovy rascheta, konstruirovaniya i ispytanij protivoobledenitel'nyh sistem aviacionnyh gazoturbinnyh dvigatelej. Moskow, CIAM, 2001, 268 p.

9. Kadzharduzov P.A., Ezrohi Yu.A. Vliyanie obledeneniya na ha-rakteristiki dvuhkonturnyh GTD v usloviyah ledyanyh kristallov. *Aviacionnye dvigateli*, 2019, no.1. pp.75-81.

10. Veres J.P., Jorgenson P.C.E. Modeling Commercial Turbofan Engine Icing Risk with Ice Crystal Ingestion. *NASA Technical Memorandum*, 2013, Report Number NASA/TM-2013-218097, 22 p.

11. Goodwin R.V., Dischinger D.G. Turbofan ice crystal rollback investigation and preparations leading to inaugural ice crystal engine test at NASA PSL-3 test facility. *6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, 2014, p.2895.

12. Oliver M.J. Validation Ice Crystal Icing Engine Test in the Propulsion Systems Laboratory at NASA Glenn Research Center. *6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, 2014, p.2898.

13. Bu X. et al. Numerical simulation of aircraft thermal anti-icing system based on a tight-coupling method. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, vol.148, Art.119061.

14. Chauvin R. et al. An implicit time marching Galerkin method for the simulation of icing phenomena with a triple layer model. *Finite Elements in Analysis and Design*, 2018, vol.150, pp.20-33.

15. Bayeux C., Radenac E., Villedieu P. Theory and Validation of a 2D Finite-Volume Integral Boundary-Layer Method for Icing Applications. *AIAA Journal*, 2019, vol.57, no.3, pp.1092-1112.

16. Gori G. et al. Modeling in-flight ice accretion under uncertain conditions. *Journal of Aircraft*, 2022, vol.59, no.3, pp.799-813.

17. Han Y., Palacios J. Surface roughness and heat transfer improved predictions for aircraft ice-accretion modeling. *AIAA journal*, 2017, vol.55, no.4, pp.1318-1331.

18. Alekseenko S.V., Prihod'ko A.A. Chislennoe modelirovanie obledeneniya cilindra i profilya. Obzor modelej i rezul'taty raschetov. *Uchenye zapiski CAGI*, 2013, vol.44, no.6. pp. 25-57.

19. Klemenkov G.P. et al. Modelling of icing of flying vehicles in climatic wind tunnels. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2008. vol.15, no.4, pp.527-536.

20. Broeren A.P. et al. Effect of high-fidelity ice-accretion simulations on full-scale airfoil performance. *Journal of Aircraft*, 2010, vol.47, no.1, pp.240-254.

21. Wang Y., Xu Y., Lei Y. An effect assessment and prediction method of ultra-sonic de-icing for composite wind turbine blades. *Renewable Energy*, 2018, vol.118, pp.1015-1023.

22. Zinchenko V.P. et al. Aktual'nye voprosy sozdaniya sovremen-nyh sistem kontrolya obledeneniya samoleta. *Adaptivni sistemi avtomatichnogo upravlinnya*, 2011, vol.18, no.38, pp.129-139.

23. Mingione G., Brandi V. Ice accretion prediction on multielement airfoils. *Journal of Aircraft*, 1998, vol.35, no.2, pp.240-246.

24. Koshelev K.B., Mel'nikova V.G., Strizhak S.V. Razrabotka re-shatelya iceFoam dlya modelirovaniya processa obledeneniya. *Trudy Instituta sistemnogo programmirovaniya RAN*, 2020, vol.32, no.4, pp.217-234.

25. Indrulenajte YA.A. Opyt primeneniya programmnogo kom-pleksa FENSAP-ICE dlya modelirovaniya obledeneniya kryla samoleta. *14-ya Mezhdunarodnaya konferenciya «Aviaciya i kosmonavtika-2015». Tezisy*, 2015, pp.411-413.

26. Kalyulin S.L., Modorskii V.Ya., Cherepanov I.E. Numerical modeling of the influence of the gas-hydrodynamic flow parameters on streamined surface icing. AIP Conference Proceedings, – 2018. – Vol. 2027. – No. 1. – Art. 030180.

27. Kalyulin S.L. et al. Computational and experimental modeling of icing processes by means of PNRPU high-performance computational complex. *Journal of Physics: Conference Series*, 2018, vol.1096, no.1, art.012081.

28. Kalyulin S.L., Modorskii V.Ya., Maksimov D.S. Physical modeling of the influence of the gas-hydrodynamic flow parameters on the streamlined surface icing with vibrations. *AIP Conference Proceedings*, 2018, vol.2027, no.1, art.040090.

29. Kalyulin S.L. et al. Optimizing numerical design of a multi-mode aero-cooled climatic wind tunnel nozzle on a PNRPU high-performance computational complex. *Communications in Computer and Information Science*, 2020, vol.2163, pp.305-320.

30. Kalyulin S.L. et al. Optimization of drop characteristics in a carrier cooled gas stream using ANSYS and Globalizer software systems on the PNRPU high-performance cluster. *Communications in Computer and Information Science*, 2017, vol.753. pp.331-345.

31. Karadzhuzov P.A., Ezrohi Yu.A., Vliyanie obledeneniya na ha-rakteristiki dvuhkonturnyh GTD v usloviyah ledyanyh kristallov. *Aviacionnye dvigateli*, 2019, vol.2, no.1, pp.75-81.

Финансирование. Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РНФ № 22-19-20118 и Минобрнауки Пермского края (Соглашение №с-26/1203 от 30.06.22 г.).

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Вклад авторов равноценен.

Financing. This work was financially supported by the Russian Science Foundation grant no. 22-19-20118 and the Ministry of Education and Science of the Perm Territory (Agreement no. s-26/1203 dated June 30, 22).

Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest.

The contribution of the authors is equivalent.