

Научная статья

УДК 692.7.03

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182560>

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ЖЕСТКОСТИ ЛОПАСТЕЙ НА НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ И ВИБРАЦИИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА ДВИГАТЕЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ ОБЛЕДЕНЕНИИ

Данила Сергеевич Максимов¹, Владимир Яковлевич Модорский^{2✉}, Станислав Львович Калюлин³, Николай Алексеевич Саженов⁴

^{1, 2, 3, 4} Пермский национальный исследовательский политехнический университет,

Пермь, Россия

¹ DSM-996@mail.ru

² modorsky@pstu.ru ✉

³ ksl@pstu.ru

⁴ sazhenkov_na@mail.ru

Аннотация. Описана методика расчетно-экспериментальной оценки влияния жесткости лопастей вентилятора двигателя малогабаритного летательного аппарата на его вибрационное состояние при обледенении. Проведена оценка характеристик жесткости лопастей вентилятора, получены временные зависимости виброскорости для вентиляторов с лопастями различной жесткости. Показано, что появление критического режима в диапазоне рабочих частот вращения вентилятора с парой менее жестких лопастей может повысить виброскорость до 16 мм/с. Для вентилятора с парой более жестких лопастей значения виброскорости не превышали 7 мм/с. Получены расчетные зависимости деформаций ледяной корки на поверхности вентилятора под действием центробежных и газодинамических сил. Показано, что при увеличении жесткости лопасти на 36% относительно базового значения средние напряжения в корке льда уменьшаются на 22%. Если жесткость лопасти увеличить на 174%, средние напряжения в корке льда уменьшатся всего на 52%, что говорит о нелинейном характере зависимости.

Ключевые слова: обледенение, разрушение льда, расстройка лопастей винта, разножесткостный винт

Финансирование: работа выполнена при поддержке гранта РФФ № 22-19-20118 и Минобрнауки Пермского края (Соглашение №С-26/1203 от 30.06.22 г.).

Для цитирования: Максимов Д.С., Модорский В.Я., Калюлин С.Л., Саженов Н.А. Расчетно-экспериментальная оценка влияния жесткости лопастей на напряженно-деформированное состояние и вибрации воздушного винта двигателя летательного аппарата при обледенении // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 3. С. 52–60. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182560>

Original article

COMPUTATIONAL-AND-EXPERIMENTAL ASSESSMENT OF BLADES' STIFFNESS EFFECT ON THE STRESS-STRAIN STATE AND VIBRATIONS OF THE AIRCRAFT ENGINE AIR PROPELLER WHILE ICING

Danila S. Maksimov¹, Vladimir Ya. Modorskii^{2✉}, Stanislav L. Kalyulin³, Nikolai A. Sazhenkov⁴

^{1, 2, 3, 4} Perm national research polytechnic university,

Perm, Russia

¹ DSM-996@mail.ru

² modorsky@pstu.ru✉

³ ksl@pstu.ru

⁴ sazhenkov_na@mail.ru

Abstract

The small-sized aircraft with propeller-driven propulsion systems operation in atmospheric layers saturated with supercooled water droplets is being always accompanied by the icing processes. This may lead to both propulsion system operational characteristics degradation and, ultimately, to its damaging due to the uneven ice breaking on the fan blades, leading to the imbalance and sharp increase in vibration loads on the rotor. In as much as conventional anti-icing systems applied in full-size engines cannot always be integrated into a small aircraft due to their weight and size characteristics, passive methods of ice control are coming to the fore.

The authors are testing the hypothesis about the possible vibrations reduction at the ice dumping by different pairs of blades application in the propeller design. However, each pair of opposite blades herewith has the same rigidity. This effect should be achieved owing to the stress-strain state equalization in the ice crust of each pair of blades.

The article describes a method for computational-and-experimental assessment of the of a small aircraft engine fan blades stiffness impact on its vibration state while icing. Two options of propellers, B1 and B2, for a small-size aircraft engine with the paired blades of different stiffness were manufactured by the additive technology method. An experimental assessment of the fan blades stiffness characteristics was performed, and the time dependences of the vibration velocity while icing were obtained for the fans with blades of different stiffness.

The article demonstrates that the critical mode occurrence for the B2 propeller is characteristic at the operating frequency of 5000 rpm due to the extra ice mass growth while icing. The said effect was not observed for the B1 propeller. The authors demonstrate the critical mode origination in the range of B2 fan rotation operating frequencies may lead to the vibration speed increase up to 16 mm/s with its further 2.6 times reduction after the ice breakage. Characteristics of the fan model being employed for the computational study on the stress-strain state of the ice crust on the fan blade surface were identified based on the obtained experimental data.

The authors developed a mathematical model of the contact interaction between the fan blades surface and the ice crust within the range of the fan operating modes of 5000–10,000 rpm, and obtained the dependences of the ice crust deformations on the surface of the fan under the action of the centrifugal and gas-dynamic forces.

A nonlinear relationship between propeller blade rigidity C , N/m changing and stresses changing, occurring in the ice edge on its surface $\Delta\sigma$, %, was revealed by the computational method. It was demonstrated as well that the propeller blade rigidity increasing from 800 to 1620 N/m led to the ice crust stress-strain state equalization.

The article demonstrates that with the blade stiffness increase by 36% relative to the basic value the average values of the stress in the ice crust reduce by 22%. If the blade rigidity is being increased by 174%, the average stresses in the ice crust will reduce only by 52%, which indicates the nonlinear nature of the dependence.

It is shown that with an increase in blade stiffness by 36% relative to the base value, the average stress in the ice crust decreases by 22%. If the rigidity of the blade is increased by 174%, the average stress in the ice crust will decrease by only 52%.

Keywords: icing, ice breaking, blades detuning, propeller with blades of different stiffness

Funding: the work was financed by the Russian Science Foundation Grant No. 22-19-20118 and the Ministry of Education and Science of the Perm Territory (Agreement No. C-26/1203 dated June 30, 2022).

For citation: Maksimov D.S., Modorskii V.Ya., Kalyulin S.L., Sazhenkov N.A. Computational-and-Experimental Assessment of Blades' Stiffness Effect on the Stress-Strain State and Vibrations of the Aircraft Engine Air Propeller while Icing. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 3, pp. 52–60. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182560>

Введение

Эксплуатация малоразмерных летательных аппаратов с винтовыми двигательными установками в слоях атмосферы, насыщенных переохлажденными каплями воды, всегда сопровождается процессами обледенения [1]. Это может привести к снижению эксплуатационных характеристик двигательной установки [2, 3] и в конечном счете к ее повреждению, вследствие неравномерного разрушения ледяных наростов на лопастях вентиляторов, приводящего к возникновению дисбаланса и резкому повышению вибрационных нагрузок на ротор [4–6].

Наиболее распространенными активными способами борьбы с обледенением двигательных установок [5] в пассажирской и грузовой авиации являются применение масло-воздушно-тепловых [7, 8], электрических [9, 10], вибрационных [11, 12], пневматических [13] и жидкостных противообледенительных систем, использование в конструкции защищаемых узлов смарт-материалов и материалов с памятью формы [14], а также различных гибридных вариаций этих систем.

В работах [13, 15] представлены методы по управлению аэродинамическими характеристиками потока вблизи защищаемой поверхности и борьбы с обледенением за счет турбулизации пограничного слоя или наводки на кромку этой поверхности вращающегося срыва.

Однако при переходе к летательным аппаратам и двигательным установкам малых размеров и, как следствие, уменьшении развиваемых тяг требования к массогабаритным характеристикам вспомогательных систем значительно повышаются. Это делает практически невозможным применение традиционных для большой авиации активных способов борьбы с обледенением. В этом случае на передний план выходят так называемые пассивные методы, заключающиеся в предотвращении самого факта обледенения либо предотвращении чрезмерного нарастания льда, например благодаря контролю свойств защищаемых поверхностей, снижению их адгезионных характеристик, применению различных специализированных покрытий и изменению самих конструкций защищаемых узлов.

Известны работы специалистов Института теплофизики им. С.С. Кутателадзе [16] в области создания наноструктурированного полимерного покрытия на основе фторопласта, предотвращающего налипание водяных капель на защищаемую поверхность, а также другие работы в области исследования супергидрофобных покрытий [17].

Одним самых дешевых и простых в использовании способов пассивной защиты двигателей

малоразмерных летательных аппаратов является метод «перегазовки», заключающийся в кратковременном резком увеличении частоты вращения винта, с целью повышения центробежных сил, действующих на присоединенную массу льда и, как следствие, ее обрыва [4, 18, 19]. Динамический отклик вентилятора при «перегазовке» будет зависеть, в частности, от жесткости его лопастей и значения присоединенной массы льда.

Однако эти эффекты в современной литературе изучены мало, поэтому в настоящей статье рассмотрены особенности поведения воздушного винта двигателя летательного аппарата с различной жесткостью лопастей при «перегазовке».

Авторами проверяется гипотеза о возможном снижении вибраций при сбросе льда благодаря применению в конструкции винта различных пар лопастей. Но при этом каждая пара противоположных лопастей обладает одинаковой жесткостью. Эффект должен достигаться вследствие выравнивания напряженно-деформированного состояния в ледяной корке каждой пары лопастей.

Исследование вышеупомянутых эффектов проведено на базе разработанной ранее экспериментальной аэрохолодильной трубы и созданной на ее базе расчетно-экспериментальной методики [20].

Объект исследования

В качестве объекта исследования были выбраны два воздушных винта В1 и В2 диаметром 150 мм. Воздушные винты изготавливались методом трехмерной печати из пластика. На рис. 1 показана нумерация лопастей воздушного винта и его вид после проведения эксперимента по намораживанию льда.

Выбранная относительная толщина профилей позволяла варьировать толщину стенок лопастей и их внутреннее заполнение для управления жесткостью.

Статическая балансировка винтов позволяла нивелировать дисбаланс, возникающий в результате неточности изготовления лопастей.



Рис. 1. Нумерация лопастей и внешний вид винта после эксперимента

Параметры заполнения внутренних полостей и толщины стенок лопастей для винтов В1 и В2 представлены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры заполнения лопастей при трехмерной печати

№ воздушного винта	Масса винта, кг	Лопасть 1		Лопасть 2		Лопасть 3		Лопасть 4	
		Толщина стенки, мм	Процент заполнения, %	Толщина стенки, мм	Процент заполнения, %	Толщина стенки, мм	Процент заполнения, %	Толщина стенки, мм	Процент заполнения, %
1	13,4	0,8	100	1,6	0	0,8	100	1,6	0
2	13,4	1,6	50	2,4	50	1,6	50	2,4	50

Экспериментальное определение жесткости лопастей и ее влияния на вибрации воздушного винта

Характеристики жесткости лопастей вентиляторов определялись расчетным путем с использованием результатов измерений на модельном стенде.

Модельный стенд для экспериментального определения жесткости (рис. 2) включает оправку с возможностью жесткой фиксации и установки положения измеряемого вентилятора в фиксирующем устройстве относительно измерительной плоскости. Нагружение каждой лопасти вентилятора производится с помощью динамометра. Измерения осуществляются с использованием средства фотофиксации, расположенного напротив измерительной плоскости.

Суть эксперимента состоит в последовательном статическом нагружении каждой лопасти, закре-

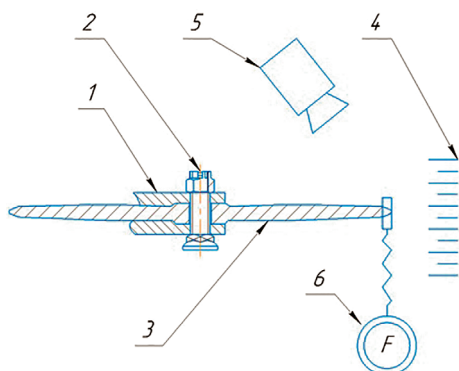


Рис. 2. Схема модельного стенда для экспериментального определения жесткости лопастей воздушного винта:

- 1 – фиксирующее устройство; 2 – болт;
- 3 – лопасть; 4 – измерительная шкала;
- 5 – камера; 6 – динамометр

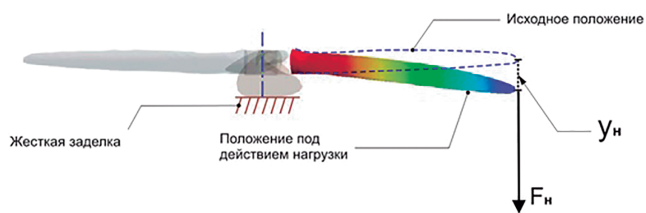


Рис. 3. Схема определения жесткости лопасти под действием внешней сосредоточенной нагрузки

пленной в фиксирующем устройстве винта, в диапазоне нагрузок 0 ... 5 Н с шагом 1 Н, и определении перемещения лопасти посредством фотофиксации ее положения при заданной величине внешней нагрузки.

Схема для определения перемещений под внешней сосредоточенной нагрузкой с учетом точки отчета и текущего положения кромки лопасти представлена на рис. 3.

Изгиб лопасти вентилятора при малых отклонениях под нагрузкой описывается дифференциальным уравнением вида

$$C_i y'' = F_n, \tag{1}$$

где C_i – жесткость i -й лопасти на изгиб в плоскости прикладываемой нагрузки; F_n – внешняя сосредоточенная нагрузка; y – перемещения упругой линии в плоскости прикладываемой нагрузки.

Поскольку задача определения вида функции перемещений упругой линии лопасти y при заданной нагрузке не ставится, а необходимо определить лишь жесткость каждой лопасти, решение уравнения (1) сводится к решению системы алгебраических линейных уравнений в приближении закона Гука [21]:

$$(C_i)_n y_n = F_n. \tag{2}$$

Определенные по результатам пяти экспериментов жесткости каждой лопасти рассматриваемых вентиляторов представлены в табл. 2.

Таким образом, для разножесткого вентилятора В1 средняя жесткость лопастей № 2 и № 4, далее – базовых (полностью заполненных материалом), составляет $743,95 \pm 0,05$ Н/м. Средняя жесткость лопастей № 1 и № 3, далее – мало жестких, составляет $651,75 \pm 1,95$ Н/м, что на 92,2 Н/м меньше, чем жесткость базовых лопастей.

Для разножесткого вентилятора В2 средняя жесткость лопастей № 2 и № 4, далее – средне жестких, составляет $696 \pm 2,9$ Н/м. Средняя жесткость для мало жестких лопастей № 1 и № 3 составляет $650,8 \pm 1,5$ Н/м.

Оценка влияния изменения жесткости лопастей воздушного винта на его вибрационные

Таблица 2

Характеристики жесткости лопастей вентиляторов В1 и В2

Вентилятор В1				
Осредненная жесткость	Лопасть 1, Н/м	Лопасть 2, Н/м	Лопасть 3, Н/м	Лопасть 4, Н/м
	649,8	744,0	653,7	743,9
Вентилятор В2				
Осредненная жесткость	Лопасть 1, Н/м	Лопасть 2, Н/м	Лопасть 3, Н/м	Лопасть 4, Н/м
	649,3	693,1	652,3	698,9

характеристики при эксплуатации проводилась в малогабаритной холодильной аэродинамической трубе. Методика проведения эксперимента, методы измерения и сама экспериментальная установка описаны в работе [4].

Полученные зависимости виброскоростей от времени для вентиляторов В1 и В2 на режиме 5000 об/мин в процессе обледенения представлены на рис. 4.

Из приведенных данных видно, что намораживание льда на вентиляторе В2 сопровождается резким ростом виброскорости до 16 мм/с на временном интервале с 20 до 22 с от начала эксперимента, с последующим ее снижением в 2,6 раза. Это объясняется возникновением резонансного режима в рабочем диапазоне частот вращения ротора, вследствие увеличения присоединенной к менее жестким лопастям массы льда и последующего ее сброса под действием вибринагрузок.

Анализ собственных частот и форм колебаний воздушного винта показал, что эксперимент проводился на частотах ниже первой собственной формы колебаний лопастей, поэтому вентилятор В1, с более жесткими лопатками, в заданных условиях менее подвержен росту виброскорости, так как для смещения критической частоты вращения в диапазон рабочих режимов ему требуется большая присоединенная масса льда, а следовательно, большее время намораживания. Виброскорости,

измеренные в ходе эксперимента, для винта В2 не превышали значения 7 мм/с.

Идентификация расчетной модели и оценка напряженно-деформированного состояния вентилятора при обледенении

Следующим этапом исследования было расчетное определение влияния жесткости лопасти воздушного винта на состояние ледяной корки под действием центробежных и аэродинамических нагрузок.

Для проведения расчетного моделирования была выбрана схема, при которой три из четырех лопастей исследуемого вентилятора имели одинаковую жесткость, соответствующую базовому значению $C_{баз}$, Н/м, определяемому по результатам статического нагружения вентиляторов В1 и В2 в физическом эксперименте.

Четвертая лопасть отличалась от остальных трех жесткостью $C_{изм}$, Н/м (рис. 5).

В ходе расчетного моделирования были исследованы четыре различных сочетания $C_{баз}$, и $C_{изм}$ и получены поля напряжений в ледяной кромке под действием аэродинамических и центробежных нагрузок. При этом параметр $C_{изм}$ принимал следующие значения: 800, 1010, 1210 и 1620 Н/м.

На рис. 6 представлены распределения напряжений в ледяной корке на поверхности лопастей винта с различным сочетанием $C_{баз}$, и $C_{изм}$

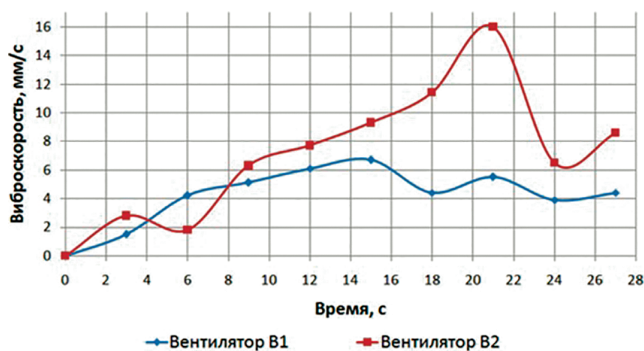


Рис. 4. Зависимости значений виброскорости от времени для вентиляторов В1 и В2

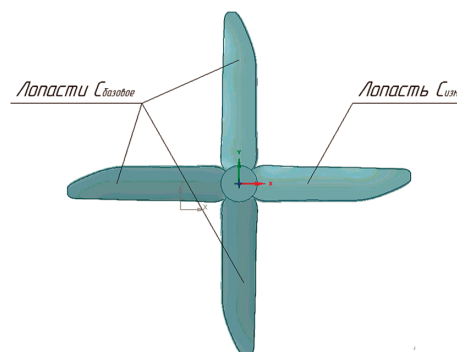


Рис. 5. Схема распределения жесткостей вентилятора в численном эксперименте

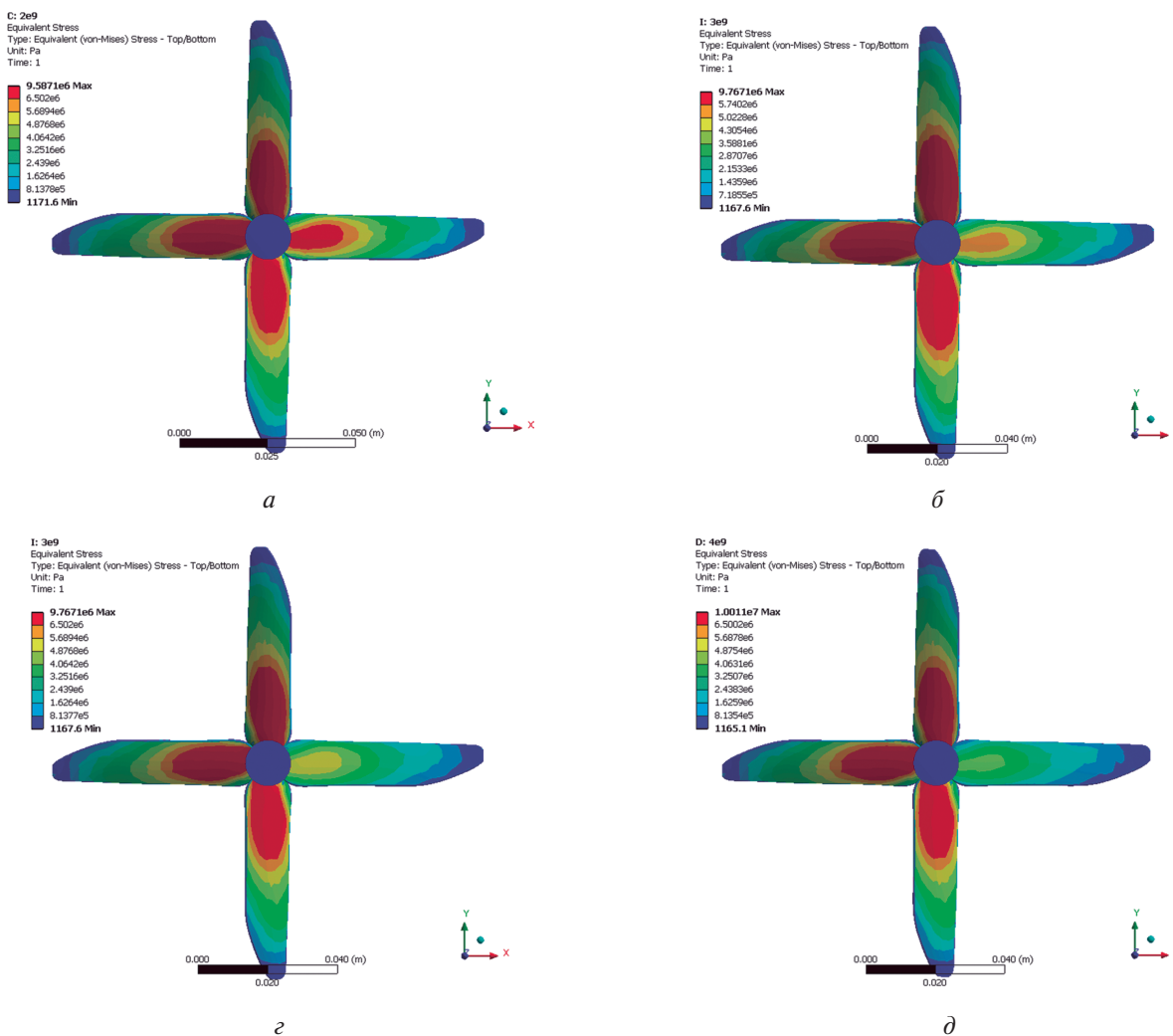


Рис. 6. Распределение напряжений в ледяной корке винта:
 $a - C_{изм} = 800 \text{ Н/м}$; $b - C_{изм} = 1010 \text{ Н/м}$; $c - C_{изм} = 1210 \text{ Н/м}$; $d - C_{изм} = 1620 \text{ Н/м}$

при частоте вращения вентилятора 10 000 об/мин. Красным обозначены зоны, в которых превышает предел текучести льда – 6,5 МПа, что может говорить о его локальном разрушении и, как следствие, обрыве.

Как можно увидеть из рис. 6,б–г повышение жесткости лопасти винта приводит к выравниванию напряженно-деформированного состояния в ледяной корке на этой лопасти.

В табл. 3 приведены расчетные данные об изменении среднего значения напряжений $\sigma_{ср}$ в ледяной корке лопасти, относительном изменении этого значения $\Delta\sigma$ и соответствующих относительных изменениях жесткости этой лопасти ΔC для всех вариантов $C_{изм}$ и для базового варианта конструкции, когда все лопасти имеют одинаковую жесткость $C_{баз}$ Н/м.

Результаты расчета показывают нелинейную зависимость между снижением напряжений в ледяной корке и увеличением жесткости лопасти.

Таблица 3

Результаты численного моделирования напряжений в ледяной корке

№ расчета	$C_{изм}$, Н/м	$\sigma_{ср}$, МПа	$\Delta\sigma$, %	ΔC , %
Базовый	$C_{баз}$	4,32	—	—
1	800	3,54	22%	36%
2	1010	2,99	30%	71%
3	1210	2,59	40%	105%
4	1620	2,04	52%	174%

Из представленных данных видно, что при увеличении жесткости лопасти на 36% относительно базового значения средние напряжения в корке льда уменьшаются на 22%. Если же жесткость лопасти увеличить на 174%, средние напряжения в корке льда уменьшатся всего на 52% по сравнению с исходными значениями.

Выводы

1. Разработаны два варианта конструкции воздушного винта – В1 и В2 – с различными сочетаниями жесткостей лопаток.

2. Показано, что для винта В2 характерно возникновение критического режима на рабочей частоте 5000 об/мин вследствие нарастания дополнительной массы льда при обледенении. Для винта В1 такого эффекта не наблюдалось, вследствие того что его лопасти обладали большей жесткостью.

3. Показано, что при достижении критического режима виброскорость винта В2 может достигать значения 16 мм/с, что приводит к сбросу льда и дальнейшему снижению виброскорости в 2,6 раза.

4. Разработана методика экспериментального определения жесткости лопастей воздушного винта в лабораторных условиях. Экспериментальные данные, полученные с ее помощью, были использованы для идентификации характеристик материала винта в расчетных моделях.

5. Расчетным способом выявлена нелинейная зависимость между изменением жесткости лопасти винта C (в ньютонах на метр) и изменением напряжений, возникающих в ледяной кромке на ее поверхности $\Delta\sigma$ (в процентах).

6. При увеличении жесткости лопасти на 36% относительно базового значения средние напряжения в корке льда уменьшаются на 22%. Если же жесткость лопасти увеличить на 174%, средние напряжения в корке льда уменьшатся всего на 52%.

7. Расчетным способом показано, что увеличение жесткости лопасти винта с 800 до 1620 Н/м приводит к выравниванию напряженно-деформированного состояния ледяной корки.

8. Показано, что применение в конструкции винта В1 лопастей большей жесткости $743,95 \pm 0,05$ Н/м, против лопастей жесткостью $696 \pm 2,9$ Н/м, использованных в конструкции В2, привело к снижению измеряемой в ходе физического эксперимента по намораживанию льда виброскорости до значений не выше 7 мм/с.

Список источников

1. Каджардузов П.А., Эзрохи Ю.А. Влияние обледенения на характеристики двухконтурных ГТД в условиях ледяных кристаллов // *Авиационные двигатели*. 2019. № 1(2). С. 75–81. DOI: 10.54349/26586061_2019_1_75
2. 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. № 3(4). С. 17–24. DOI: 10.54349/26586061_2019_3_17
3. Mason J.G., Chow P., Fuleki D.M. Understanding ice crystal accretion and shedding phenomenon in jet engines using a rig test // *ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and*

- Air* (14–18 June 2010; Glasgow, UK). Paper No. GT2010-22550, pp. 169–178. DOI: 10.1115/GT2010-22550
4. Модорский В.Я., Калюлин С.Л., Саженков Н.А. Экспериментальная установка для оценки влияния обледенения и разрушения льда на вибрационное состояние модельного вентилятора малогабаритного летательного аппарата // *Вестник Московского авиационного института*. 2023. Т. 30. № 4. С. 19–26. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177603>
5. Миляев К.Е., Семенов С.В., Балакирев А.А. Обзор способов борьбы с обледенением в авиационных двигателях // *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*. 2019. № 59. С. 5–19. DOI: 10.15593/2224-9982/2019.59.01
6. Гулимовский И.А., Гребеньков С.А. Применение модифицированного метода поверхностного сеточного обертывания для численного моделирования процессов обледенения // *Вестник Московского авиационного института*. 2020. Т. 27. № 2. С. 29–36. DOI: 10.34759/vst-2020-2-29-36
7. Жердев А.А., Горячев А.В., Гребеньков С.А. и др. Использование электрообогрева для защиты входных элементов двигателя от обледенения // *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*. 2014. № 11(656). С. 56–64.
8. Нихамкин М.А., Зальцман М.М. Конструкция основных узлов двигателя ПС-90А: Учеб. пособие. – 2-е изд., испр. и доп. – Пермь: ПГТУ, 2002. – 108 с.
9. Goraj Z. An overview of the deicing and antiicing technologies with prospects for the future // *24th International Congress of the Aeronautical Sciences (29 August - 3 September 2004; Yokohama, Japan)*. ICAS 2004-7.5.1 (I.L.)
10. Newton D. Severe weather flying. Aviation Supplies & Academics, Inc. Washington, 2002. 187 p.
11. Adams L.J., Weisend N.A. Jr., Wohlwender T.E. Attachable electro-impulse de-icer. Patent 5129598, 14.07.1992. URL: <https://patents.justia.com/patent/5129598>
12. Резников С.Б., Аверин С.В., Харченко И.А., Третьяк В.И., Коняхин С.Ф. Многофазные импульсные преобразователи для питания авиационных противообледенительных вибраторов // *Вестник Московского авиационного института*. 2015. Т. 22. № 3. С. 139–145.
13. Павленко О.В., Пугусов Е.А. Особенности применения тангенциального выдува струи на поверхность крыла летательного аппарата в условиях обледенения // *Вестник Московского авиационного института*. 2020. Т. 27. № 2. С. 7–15. DOI: 10.34759/vst-2020-2-7-15
14. Al-Khalil K.M., Ferguson T.F. Hybrid ice-protection system for use on roughness-sensitive airfoils. Patent US6196500B1 US. 02.01.2004. URL: <https://patents.google.com/patent/US6196500B1/en>
15. Гельмедов Ф.Ш., Горячев А.В., Горячева Н.Е. и др. Методические вопросы проведения испытаний авиационных двигателей в условиях обледенения и оценка изменения характеристик ГРД // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2008. № 7(54). С. 133–138.

16. Kabardin I.K., Meledin V.G., Dvoynishnikov S.V. et al. Features of Using Nanostructured Plastic Polymer Coatings for Protection against Icing of Industrial Structures // *Journal of Engineering Thermophysics*. 2023. Vol. 32. No. 1, pp. 54–61. DOI: 10.1134/S1810232823010058
17. Жигулин И.Е., Емельяненко К.А., Сатаева Н.Е. Применение супергидрофобных покрытий для борьбы с обледенением аэродинамических поверхностей самолета // *Вестник Московского авиационного института*. 2021. Т. 28. № 1. С. 200–212. DOI: 10.34759/vst-2021-1-200-212
18. Белоусов И.Ю., Корнушенко А.В., Кудрявцев О.В., Павленко О.В., Реслан М.Г., Кинса С.Б. Влияние воздушного винта на аэродинамические характеристики и шарнирные моменты отклоненной механизации крыла в условиях обледенения // *Вестник Московского авиационного института*. 2022. Т. 29. № 4. С. 7–21. DOI: 10.34759/vst-2022-4-7-21
19. Эзрохи Ю.А., Каджардузов П.А. Математическое моделирование рабочего процесса авиационного газотурбореактивного двигателя в условиях обледенения элементов его проточной части // *Вестник Московского авиационного института*. 2019. Т. 26. № 4. С. 123–133. DOI: 10.34759/vst-2019-4-123-133
20. Калюлин С.Л., Саженьков 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 ПНИПУ*. 2023. №1. С. 134–141. DOI: 10.15593/pern.mech/2023.1.13
21. Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем. В 2 ч.: Учеб. пособие. – 3-е изд., стер. – М.: Юрайт, 2024. – Часть 1. – 526 с.

References

1. Kadzharduzov P.A., Ezrokhi Yu.A. *Aviatsionnye dvigateli*, 2019, no. 1(2), pp. 75–81. DOI: 10.54349/26586061_2019_1_75
2. Gurevich O.S., Smetanin S.A., Trifonov M.E. *Aviatsionnye dvigateli*, 2019, no. 3(4), pp. 17–24. DOI: 10.54349/26586061_2019_3_17
3. Mason J.G., Chow P., Fuleki D.M. Understanding ice crystal accretion and shedding phenomenon in jet engines using a rig test. *ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air (14–18 June 2010; Glasgow, UK)*. Paper No. GT2010-22550, pp. 169–178. DOI: 10.1115/GT2010-22550
4. Modorskii V.Ya., Kalyulin S.L., Sazhenkov N.A. Experimental test rig for assessing icing and ice destruction effect on the model fan vibrations of a small-sized aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 19–26. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177603>
5. Milyaev K.E., Semenov S.V., Balakirev A.A. *Vestnik PNIPIU. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2019, no. 59, pp. 5–19. DOI: 10.15593/2224-9982/2019.59.01
6. Gulimovskii I.A., Greben'kov S.A. Applying a modified surface mesh wrapping method for numerical simulation of icing processes. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 2, pp. 29–36. DOI: 10.34759/vst-2020-2-29-36
7. Zherdev A.A., Goryachev A.V., Greben'kov S.A. et al. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie*, 2014, no. 11(656), pp. 56–64.
8. Nikhamkin M.A., Zal'tsman M.M. *Konstruktsiya osnovnykh uzlov dvigatelya PS-90A* (Design of the PS-90A engine main components). 2nd ed. Perm, PGTU, 2002, 108 p.
9. Goraj Z. An overview of the deicing and antiicing technologies with prospects for the future. *24th International Congress of the Aeronautical Sciences (29 August - 3 September 2004; Yokohama, Japan)*. ICAS 2004-7.5.1 (I.L.)
10. Newton D. Severe weather flying. *Aviation Supplies & Academics, Inc.* Washington, 2002, 187 p.
11. Adams L.J., Weisend N.A. Jr., Wohlwender T.E. Attachable electro-impulse de-icer. *Patent 5129598, 14.07.1992*. URL: <https://patents.justia.com/patent/5129598>
12. Reznikov S.B., Averin S.V., Kharchenko I.A., Tret'yak V.I., Konyakhin S.F. Multiphase pulse transducer for aircraft anti-ice vibrator feeding. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 3, pp. 139–145.
13. Pavlenko O.V., Pigusov E.A. Application specifics of tangential jet blow-out on the aircraft wing surface in icing conditions. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 2, pp. 7–15. DOI: 10.34759/vst-2020-2-7-15
14. Al-Khalil K.M., Ferguson T.F. Hybrid ice-protection system for use on roughness-sensitive airfoils. *Patent US6196500B1, 02.01.2004*. URL: <https://patents.google.com/patent/US6196500B1/en>
15. Gel'medov F.Sh., Goryachev A.V., Goryacheva N.E. et al. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2008, no. 7(54), pp. 133–138.
16. Kabardin I.K., Meledin V.G., Dvoynishnikov S.V. et al. Features of Using Nanostructured Plastic Polymer Coatings for Protection against Icing of Industrial Structures. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2023, vol. 32, no. 1, pp. 54–61. DOI: 10.1134/S1810232823010058
17. Zhigulin I.E., Emel'yanenko K.A., Sataeva N.E. Studying ultrasonic oscillations impact on the surface roughness at the electrical discharge machining. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 1, pp. 200–212. DOI: 10.34759/vst-2021-1-200-212
18. Belousov I.Y., Kornushenko A.V., Kudryavtsev O.V., Pavlenko O.V., Reslan M.G., Kinsa S.B. The airscrew effect on the aerodynamic characteristics and hinge moments of the deflected wing system under icing conditions. *Aerospace*

- MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 4, pp. 7-21. DOI: 10.34759/vst-2022-4-7-21
19. Ezrokhi Y.A., Kadzharduzov P.A. Working process mathematical modelling of aircraft gas turbine engine in condition of elements icing of its air-gas channel. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 4, pp. 123-133. DOI: 10.34759/vst-2019-4-123-133
20. Kalyulin S.L., Sazhenkov N.A., Modorskii V.Ya., Vladimirov N.V. *PNRPU Mechanics Bulletin*, 2023, no. 1, pp. 134-141. DOI: 10.15593/perm.mech/2023.1.13
21. Vol'mir A.S. *Ustoichivost' deformiruemyykh sistem. V 2 ch.* (Stability of deformable systems. In 2 parts). 3rd ed. Moscow, Yurait, 2024. Part 1, 526 p.

Статья поступила в редакцию 16.07.2024; одобрена после рецензирования 30.07.2024; принята к публикации 19.08.2024.
The article was submitted on 16.07.2024; approved after reviewing on 30.07.2024; accepted for publication on 19.08.2024.