

УДК 629.7.036.34

DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-61-75

Моделирование и оценка влияния устранения повреждений рабочих лопаток компрессоров турбореактивных двухконтурных двигателей на их работоспособность

Е.Р. Любушкин¹, Б.А. Чичков¹

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

Аннотация: На протяжении жизненного цикла авиационный двигатель подвержен воздействию различных повреждающих факторов, среди которых доминируют эксплуатационные. При этом значительная доля повреждений приходится на модуль вентилятора современных ТРДД: вмятины, трещины, а также забоины на рабочих лопатках, отгибы периферийных участков рабочих лопаток и другие, устранение которых в соответствии с эксплуатационной документацией предполагает в пределах допусков физическое удаление материала рабочих лопаток, непосредственно участвующего в восприятии нагрузок, действующих на перо в процессе эксплуатации. Указанным выше механическим повреждениям подвержены, хоть и в меньшей степени, рабочие лопатки подпорных ступеней и компрессора высокого давления (КВД). Все большее распространение получают широкохордные рабочие лопатки вентиляторов. Оценка работоспособности рабочих лопаток базируется на прочностном критерии. В статье изложены не представленные ранее в исследованиях по оценке работоспособности рабочих лопаток компрессоров принципы и результаты комплексного исследования влияния устранения повреждений рабочих лопаток компрессоров трех характерных размеров (классических вентиляторных, широкохордных вентиляторных, подпорных и первой ступени КВД) на распределение в них напряжений. Для решения поставленной задачи разработаны 3D-модели рабочих лопаток массовых авиационных двигателей семейства CFM56 в среде САПР «Компас 3D» с использованием прочностного модуля APM FEM. Корректность принципов, параметров построения моделей лопаток и их адекватность подтверждены расчетной оценкой собственных частот колебаний рабочей лопатки компрессора в среде САПР и экспериментальной оценкой с использованием резонансного метода. В практическом плане материалы статьи позволяют получить представление о степени влияния на работоспособность устранения повреждений в различных зонах пера рабочих лопаток компрессоров трех характерных размеров и перспективных широкохордных лопаток вентилятора в процессе эксплуатации.

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель, вентилятор, бустер, компрессор высокого давления, рабочая лопатка, эксплуатационные повреждения, забоина, зачистка, прочность, напряженно-деформированное состояние, работоспособность, система автоматизированного проектирования, турбореактивный двухконтурный двигатель, 3D-моделирование.

Для цитирования: Любушкин Е.Р., Чичков Б.А. Моделирование и оценка влияния устранения повреждений рабочих лопаток компрессоров турбореактивных двухконтурных двигателей на их работоспособность // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 2. С. 61–75. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-61-75

Modelling and analysis of defect rectification impact on turbofan engine compressor blades' operation capacity

E.R. Lyubushkin¹, B.A. Chichkov¹

¹Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract: Jet engines are subject to various damaging factors, among which operational ones are dominant throughout their life cycles. At the same time, the dominant share of deteriorations specific to compressor components occurs in the fan module of modern turbofan engines: bends, cracks as well as dents on fan blades and distortions of tip section. Repairing these defects, according to operations and maintenance documentation, usually requires removal of material that primarily carries the applied

loads. Rotor blades of booster stages and the high-pressure compressor (HPC) are also susceptible to the same types of mechanical damage, albeit to a lesser extent. At the same time wide chord fan blades are becoming increasingly common. Evaluation of rotor-blade operational capability is based on strength criteria. This article presents the principles and results of complex research – not previously reported in works – on how defect rectification affects stress distribution in compressor rotor blades of three specific sizes (“classic” fan blades, wide-chord fan blades, booster-stage and first-stage HPC blades). To solve the stated problem, 3D-models of compressor rotor blades were developed using CAD software Kompas-3D integrated with the structural analysis module APMFEM for mass-produced aviation engines of the CFM56 family. The validity and adequacy of the modeling principles and blade parameters were verified by estimating the natural frequencies of compressor-blade vibrations in the CAD environment and by experimental assessment using the resonance method. The paper makes it possible to understand the degree to which damage rectification in various areas of compressor blades of three specific sizes and in perspective wide-chord fan blades impacts operational capability in practical terms.

Keywords: gas-turbine engine, fan, booster, high pressure compressor, rotor blade, operational damage, dent, blending, strength, stress-strain state, operation capability, automated design system, bypass turbofan engine, 3D-modelling.

For citation: Lyubushkin, E.R., Chichkov, B.A. (2026). Modelling and analysis of defect rectification impact on turbofan engine compressor blades’ operation capacity. Civil Aviation High Technologies, vol. 29, no. 2, pp. 61–75. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-61-75

Введение

Техническая и летная эксплуатация авиационного двигателя (АД) – наиболее продолжительные этапы его жизненного цикла, характеризующиеся широким спектром повреждающих факторов, непосредственно влияющих на его техническое состояние и надежность. Тенденции в проектировании турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) (интенсивный рост степени двухконтурности [1]), а также особенности конструктивно-компоновочной схемы современных гражданских авиалайнеров^{1,2} (преобладающее сочетание низкоплана с силовыми установками на пилонах под крыло [2]) делают рабочие лопатки первых ступеней компрессора наиболее уязвимыми при попадании посторонних предметов: опыт эксплуатации показал, что повреждаемость вентиляторных лопаток ПС-90А составляет порядка 60 % от общего числа повреждений узлов, бустерных лопаток – менее 5 %, лопаток первых ступеней компрессора высокого давления (КВД) – до 10 % [3].

Столкновение посторонних предметов (грязь, куски льда, фрагменты бетонного покрытия, крепежные элементы конструкции АД, птицы и т. п.) с рабочими лопатками приводит

к появлению различного рода забоин, вмятин, трещин. Так, по статистике, доля повреждений вентилятора при попадании птиц составляет 17,7 % от общего числа повреждений конструкции воздушного судна и 43,3 % от общего числа повреждений узлов ГТД (в частности, [4]). На повестке дня встает вопрос о столкновении дронов с авиационным двигателем, что согласно исследованию [5] носит не менее разрушительный характер для рабочих лопаток вентилятора, чем в случае с птицами.

При обнаружении повреждения специалистами инженерно-технической службы производится оценка его расположения и характерных размеров, принимается решение о продолжении эксплуатации, ремонте или замене узла (детали), в частности рабочей лопатки. Нормы количественного и качественного характера на те или иные повреждения указываются производителем АД в руководстве по технической эксплуатации (РТЭ) (Aircraft Maintenance Manual).

Ранее уже проводились исследования [5–8] в области изучения НДС рабочих лопаток вентилятора с дефектами, однако авторами не рассматривались лопатки иных конфигураций, которые встречаются в компрессорах современных ТРДД, что сужало область их применения. Актуальность и научная новизна данного исследования заключается в анализе зависимости распределения напряжений в пере лопатки от ее габаритов и условий нагружения.

¹ Airbus A318/A319/A320/A321 Aircraft Maintenance Manual (AMM), 2022. 21 p.

² Boeing 737-600/700/800/900 Aircraft Maintenance Manual (AMM), 2016. 1506 p.

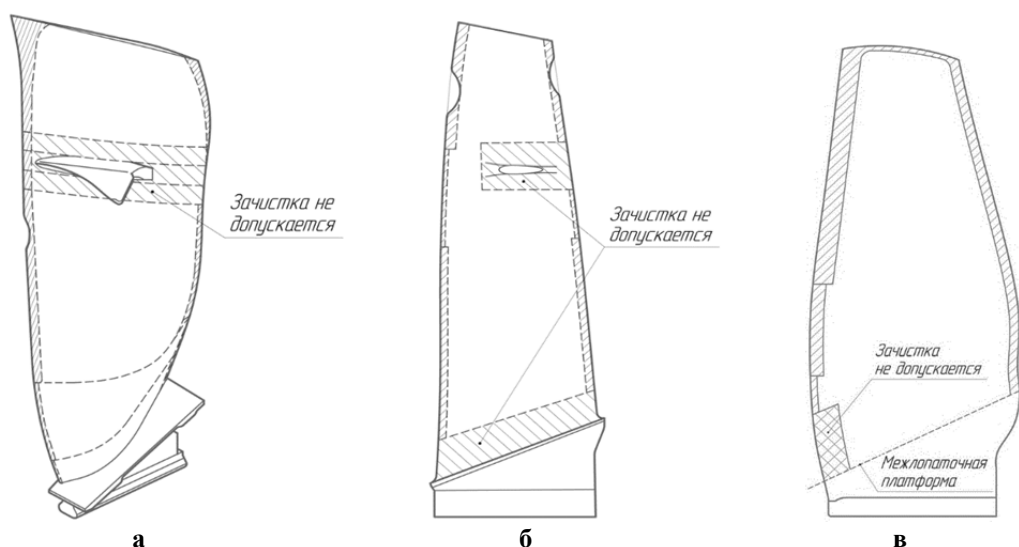


Рис. 1. Допускаемые зоны зачистки рабочей лопатки вентилятора:
а – CFM56-5A; б – ПС-90А; в – CFM56-7В
Fig. 1. CFM56-5A's (a), PS-90A's (b) and CFM56-7B (v) fan blade blend limits

Анализ нормируемых допусков и методов зачистки забоин на рабочих лопатках компрессора

Доминирующим видом повреждения среди ранее упомянутых для роторных лопаток компрессора являются забоины (56 % и более от общего количества повреждений АД [9]). По этой причине в эксплуатационно-технической документации выделяются отдельные разделы, посвященные нормам и технологическим процедурам по зачистке подобных повреждений рабочей лопатки.

Следует отметить, что согласно РТЭ большинства ТРДД на пере рабочей лопатки вентилятора выделяют зоны, в которых не допускается устранение повреждений, например для лопаток двигателей типа CFM56-5A¹, ПС-90А³ и CFM56-7В² (рис. 1).

Наибольшие ограничения накладываются на прикорневые сечения ввиду их высокой нагруженности и зону антивибрационной полки, в которой имеет место скачок напряжений. С учетом вышесказанного безопасная глубина зачистки обычно ступенчато увели-

чивается при движении от корневого к концевому сечению лопатки.

Анализ ограничений на зачистку забоин рабочих лопаток «бустерных» (подпорных) ступеней CFM Leap 1A (рис. 2) и ступеней КВД CFM56-7В (рис. 2) позволяет констатировать схожий принцип назначения зон и допустимой глубины зачистки. Однако с уменьшением размеров самой лопатки (длины пера, в частности) прослеживается постепенное увеличение прикорневой зоны ограничений.

На сегодняшний день наиболее распространенным материалом, применяемым для изготовления рабочих лопаток первых ступеней компрессоров и бустерных ступеней современных ТРДД с высокой степенью двухконтурности являются титановые сплавы [10] в силу оптимального сочетания механических и весовых характеристик.

Зачистка лопаток из металлических материалов нашла широкое применение как метод ремонта рабочей лопатки компрессора при техническом обслуживании. Процедура может быть осуществлена вручную с помощью напильников, абразивных брусков или наждачной бумаги⁴. Крупнозернистые абразивы

³ ПС-90А. Руководство по технической эксплуатации. ОАО «Аэрофлот», 2004. 1374 с.

⁴ RRJ-95. Руководство по технической эксплуатации. ЗАО «ГСС», 2017. 12 с.

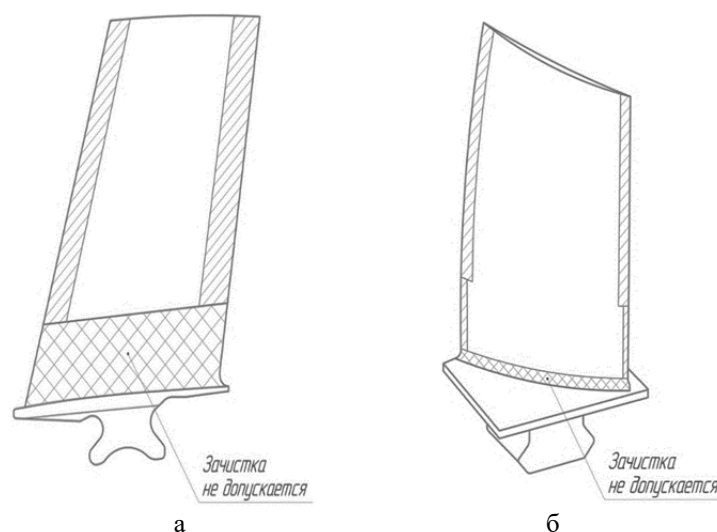


Рис. 2. Допускаемые зоны зачистки рабочей лопатки:
а – I бустерной ступени CFM Leap 1A; б – I ступени КВД CFM56-7B
Fig. 2. CFM Leap 1A's booster stage I (a) and CFM56-7B's HPC stage I (б) blade blend limits

или напильники могут быть использованы для быстрого удаления металла, но затем поверхность лопатки должна быть окончательно обработана мелкозернистыми абразивами. Кроме того, разработчиком допускается использование пневматической дрели с борфрезами (для крупных забоин).

При ремонте рабочих лопаток компрессора второй и последующих ступеней выполняется зачистка с использованием бороскопа и борфрез. Приоритет данному способу отдается по причине простоты как самого процесса восстановления, так и применяемого инструмента.

Однако несоблюдение требований процедуры зачистки ведет к снижению механических характеристик – в 11 % случаев при полировании или шлифовании возникает так называемый прижог (или ожог) [11]. Среди основных причин этого выделяют как свойства титана и сплавов на его основе (низкая теплопроводность, высокая прочность, высокий коэффициент трения), так и уровень квалификации исполнителя, поскольку несоблюдение требований, выносимых на первые строки процедур по механической зачистке, как правило, ведет к повреждению материала.

Оценка применимости системы прочностного анализа АРМ FEM, интегрированной в САПР «Компас 3D», и адекватности моделей

Оценка работоспособности рабочих лопаток базируется на прочностном критерии для моделей рассматриваемых лопаток. Средой трехмерного моделирования и проведения исследований выбрана система автоматизированного проектирования (САПР) «Компас 3D v21» с подключенным модулем прочностного анализа АРМ FEM, входящим в состав учебного варианта программного обеспечения.

В силу отсутствия возможности проведения в настоящий момент механических испытаний рассматриваемых лопаток для заключения о корректности принципов, параметров построения моделей лопаток и их адекватности использованы результаты сравнения расчетной оценки собственных частот колебаний рабочей лопатки компрессора в среде САПР и экспериментальной оценки с использованием резонансного метода на установке кафедры двигателей летательных аппаратов МГТУ ГА.

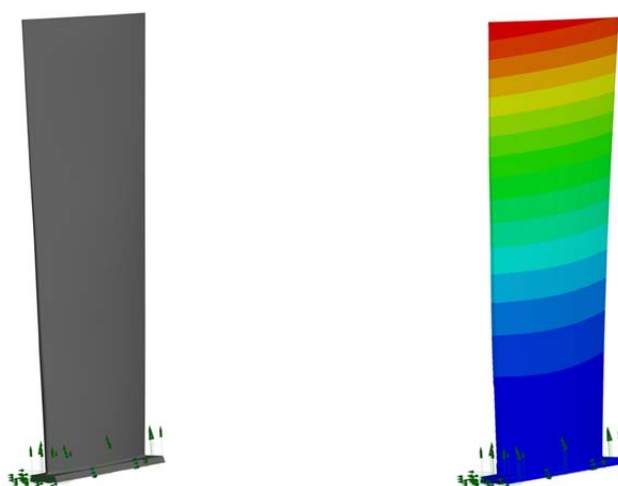


Рис. 3. Общий вид трехмерной модели рабочей лопатки компрессора ТВД НК-12 и перемещение точек пера, соответствующее первой изгибной форме колебаний (229 Гц)

Fig. 3. General view of NK-12 turboprop compressor blade and vane points displacement relevant for the first flexural waveform (229 Hz)

Разработана трехмерная модель рабочей лопатки третьей ступени компрессора ТВД НК-12 (рис. 3) из жаропрочной высоколегированной стали ЭИ961, и для нее экспериментально определена частота первой изгибной формы колебаний рабочей лопатки – 239 Гц, что схоже с экспериментальными результатами, полученными ранее другими авторами [12]. Величина частоты колебаний по первой изгибной форме, полученная с использованием компьютерного моделирования лопатки в рамках настоящей статьи (рис. 3), составила 229 Гц (синим цветом указаны минимальные перемещения, красным – максимальные).

Таким образом, относительная погрешность определения частоты первой изгибной формы колебаний с использованием разработанной модели лопатки по отношению к экспериментальным результатам не превышает 5 %. Это позволяет утверждать о корректности принципов, параметров построения моделей лопаток и их адекватности для выполняемых далее оценок их работоспособности.

Оценка влияния зачистки забоин на распределение напряжений в материале лопаток компрессора ТРДД

С целью теоретической оценки степени влияния зачистки на способность конструкции рабочей лопатки вентилятора воспринимать действующие статические нагрузки от центробежной силы разработана трехмерная (3D) модель, основные геометрические характеристики которой представлены на рис. 4.

При разработке модели учитывались особенности конструкции рабочих лопаток классических вентиляторов современных ТРДД [13]:

- длинные лопатки с малой относительной толщиной профиля;
- закрутка профиля пера лопатки по радиусу;
- применение титановых сплавов.

Для получения представления о характере распределения напряжений в рабочей лопатке компрессора в зависимости от ее размеров также разработаны трехмерные модели лопаток первой ступени бустера и КВД, геометрические характеристики которых приведены на рис. 5.

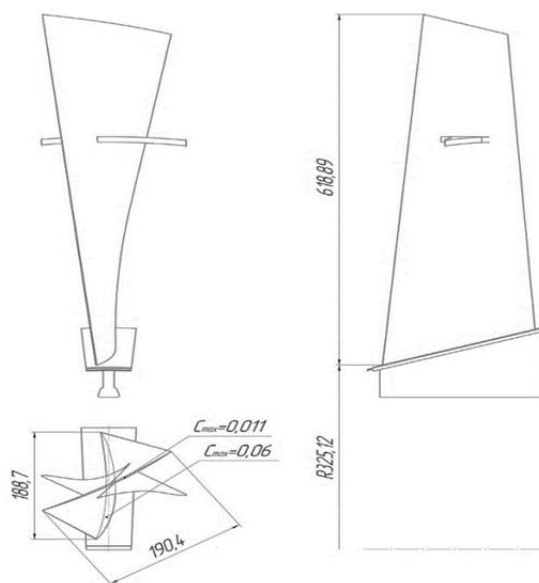


Рис. 4. Геометрические параметры моделируемой рабочей лопатки вентилятора
Fig. 4. Geometric parameters of modelled fan blade

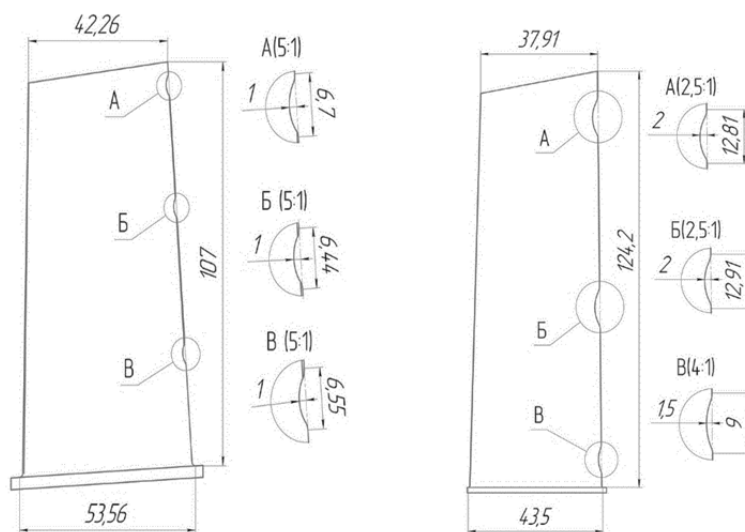


Рис. 5. Геометрические параметры моделируемых рабочих лопаток бустера (слева) и КВД (справа) и устраненных на них забоин
Fig. 5. Geometric parameters of modelled booster (left) and HPC (right) blades and eliminated dents

Одной из тенденций конструирования вентиляторов современных и перспективных ТРДД является разработка и применение широкохордных бесполочных титановых (монокристаллических) или композитных (полых) с титановыми накладками рабочих лопаток. Подобное конструкторское решение также представляет интерес, поэтому смоделирована монокристаллическая широкохордная металлическая лопатка (рис. 6).

Зачистка при устранении повреждений физически означает удаление материала лопатки, следовательно, уменьшение площади поперечного сечения, которая является одним из ключевых параметров при оценке статической прочности рабочей лопатки. Но при этом уменьшается и масса пера, что не позволяет априори утверждать о снижении коэффициента запаса прочности в ряде сечений, что и будет показано ниже.

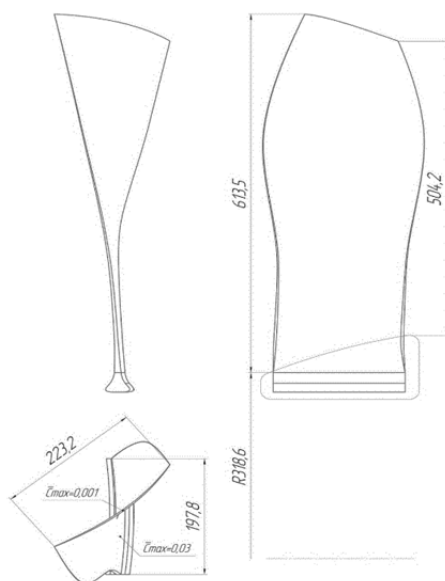


Рис. 6. Геометрические параметры моделируемой широкохордной рабочей лопатки вентилятора
Fig. 6. Geometric parameters of modelled wide chord fan blade

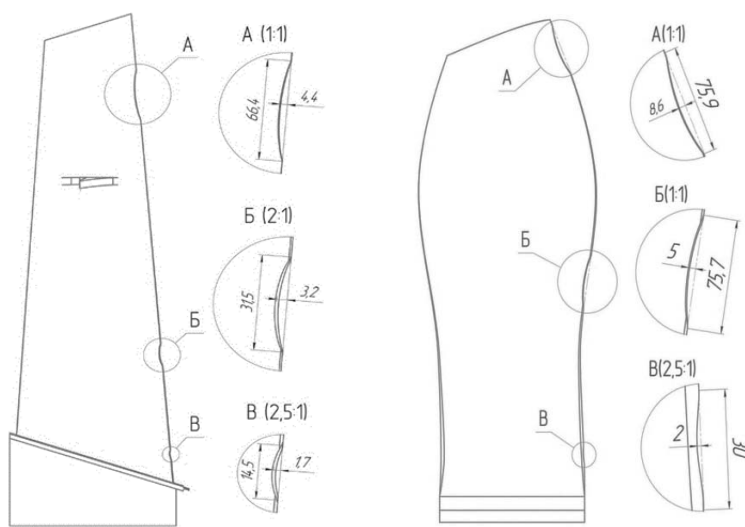


Рис. 7. Геометрические параметры зачищенных забоин пера рабочих лопаток вентилятора
Fig. 7. Geometric parameters of eliminated dents on the fan blades' airfoils

На входной кромке рабочей лопатки вентилятора смоделированы отсутствующие фрагменты как результат проведения технологической процедуры по зачистке забоин, которые в процессе эксплуатации образовались в трех зонах пера (рис. 7, слева): концевое сечение, среднее сечение и прикорневое сечение. Аналогичным образом созданы модели устраненных повреждений на входных кромках широкохордной рабочей лопатки

(рис. 7, справа) и рабочих лопатках подпорной ступени и ступени КВД (рис. 5).

Характеристики профилей лопаток соответствуют нормам, предъявляемым к аналогичному узлу конструкции ТРДД CFM56-5A (для классической лопатки вентилятора), CFM Leap 1A (для подпорной ступени) и CFM56-7B (для широкохордной лопатки вентилятора и ступени КВД).

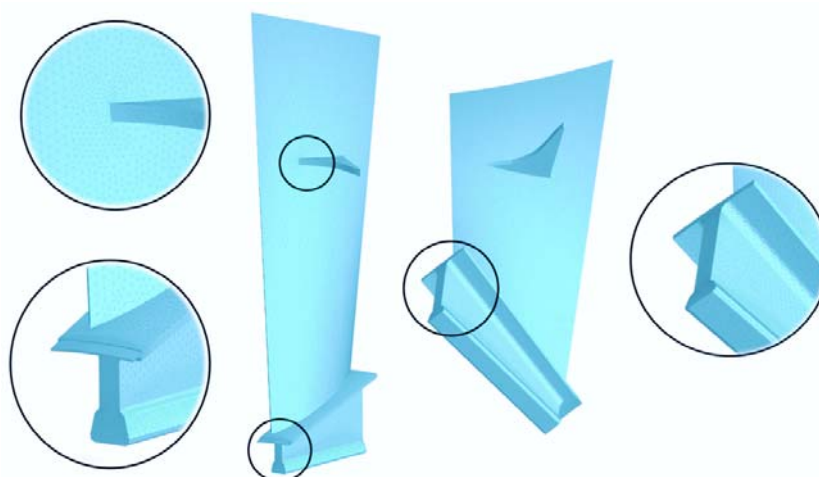


Рис. 8. Примеры фрагментов конечно-элементной сетки исследуемой рабочей лопатки вентилятора
Fig. 8. Examples of fragments of the designed fan-blade finite-element mesh

Используемая в исследовании расчетная схема предполагает, что рабочие лопатки зафиксированы в пазу диска по поверхностям хвостовика типа «ласточкин хвост». В центре масс лопаток прикладывается центробежная сила. Частота вращения ротора вентилятора на взлетном режиме составляет 4 600 об/мин, ротора высокого давления – 7 360 об/мин.

В качестве материала для моделируемых лопаток выбран титановый сплав ВТ8, химический состав и физические свойства которого регламентируются государственным стандартом⁵.

Следующим шагом стало разбиение и создание, в соответствии с принципами приближенного численного метода конечных элементов (МКЭ), сетки исследуемого тела, образованной множеством конечных элементов. При ручном счете задача сводится к непосредственному нахождению перемещений узлов конечных элементов, позволяющих определить возникающие напряжения [14].

Применение МКЭ в совокупности с электронными вычислительными машинами (ЭВМ) позволяет упростить реализацию данного метода и проводить многочисленные испытания объекта сложной конфигурации при различ-

ных видах нагружения за относительно короткий промежуток времени без необходимости в изготовлении и последующем разрушении реального дорогостоящего экземпляра узла, что особенно актуально для авиационной индустрии [15].

На рис. 8 в качестве примера представлена конечно-элементная сетка рабочей лопатки вентилятора, сформированная 120 808 элементами, имеющими в сумме 34 504 узла.

Важно отметить, что размер тетраэдра подбирается таким образом, чтобы он целиком помещался в наименьшей грани исследуемого объекта. Последующее уменьшение габаритов элемента, с одной стороны, ведет к повышению точности, а с другой – к увеличению времени обработки запроса, а значит, и требований к располагаемой производительности ЭВМ [16].

На соответствие полученных значений действительным также влияет количество узлов конечного элемента [17] (в частности, тетраэдра) – в рамках настоящего исследования выбран четырехузловой тетраэдр.

Распределение напряжений (по Мизесу) (Solid Von Mises (SVM, в Па)) по перьям лопаток, а также коэффициента запаса прочности (КЗП) для восстановленных лопаток вентилятора, бустера и КВД представлено на рис. 9–13. Стрелками указаны зоны максимальных напряжений. КЗП для исправных лопаток удовлетворяют диапазонам, в кото-

⁵ ГОСТ 19807-91. Титан и сплавы титановые деформируемые. Марки (с Изменением № 1). М.: Стандартинформ, 1992. 3 с.

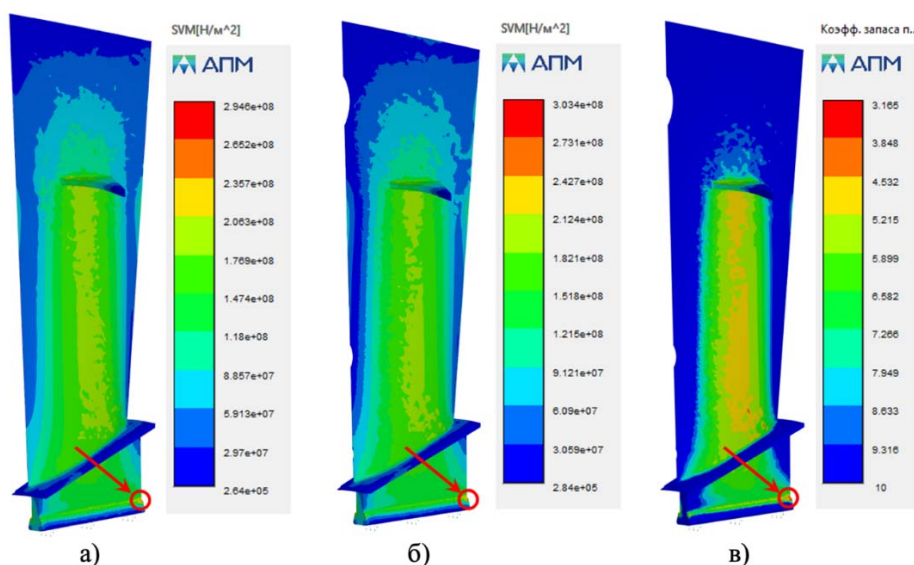


Рис. 9. Распределение напряжений для исправной рабочей лопатки (а), распределение напряжений (б) и коэффициента запаса прочности (в) для восстановленной рабочей лопатки вентилятора
Fig. 9. Stress distribution for intact blade (a), stress (б) and factor of safety (в) distribution for the reworked fan blade

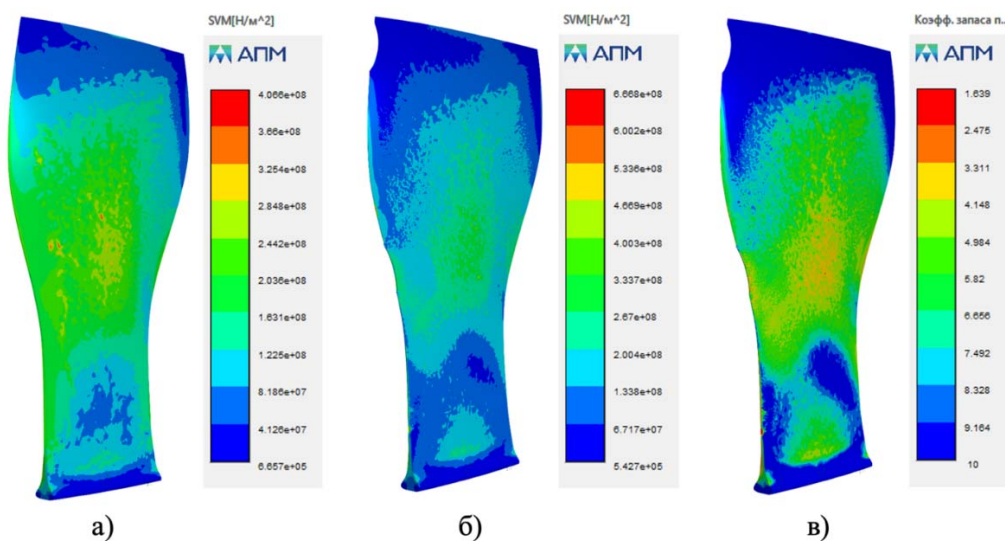


Рис. 10. Распределение напряжений для исправной рабочей лопатки (а), распределение напряжений (б) и коэффициента запаса прочности (в) для восстановленной широкохордной рабочей лопатки вентилятора (спинка профиля)

Fig. 10. Stress distribution for intact blade (a), stress (б) and factor of safety (в) distribution for the serviceable reworked wide chord fan blade (suction side)

рых обеспечивается статическая и, как показывает опыт проектирования, динамическая прочность, поэтому расчет их конкретных значений в рамках данной статьи не приводится.

Анализ полученных результатов позволяет утверждать, что напряженно-деформи-

рованное состояние (НДС) смоделированных неповрежденных рабочих лопаток соответствует физическим представлениям [18, 19]: нагрузка на материал увеличивается от концевое сечения к корневому с характерным скачком в сечении с антивибрационной полкой (применительно к вентиляторной рабо-

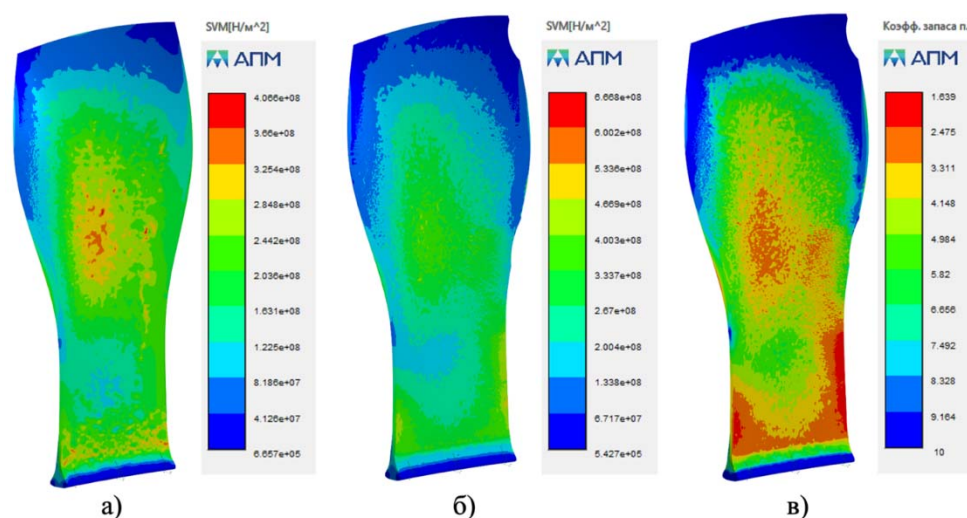


Рис. 11. Распределение напряжений для исправной рабочей лопатки (а), распределение напряжений (б) и коэффициента запаса прочности (в) для восстановленной широкохордной рабочей лопатки вентилятора (корытце профиля)

Fig. 11. Stress distribution for intact blade (a), stress (б) and factor of safety (в) distribution for the serviceable reworked wide chord fan blade (pressure side)

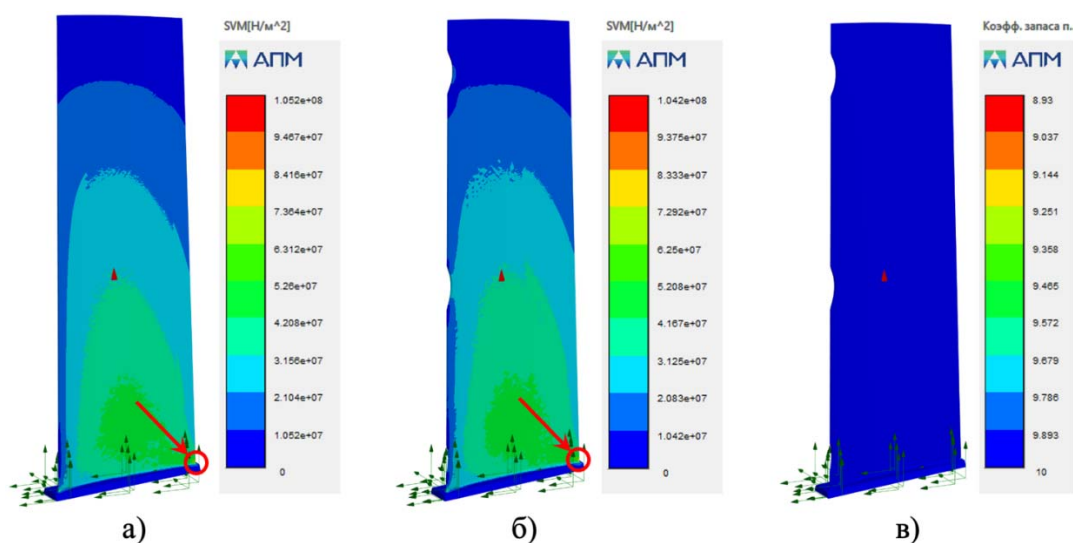


Рис. 12. Распределение напряжений для исправной рабочей лопатки (а), распределение напряжений (б) и коэффициента запаса прочности (в) для восстановленной рабочей лопатки КВД

Fig. 12. Stress distribution for intact blade (a), stress (б) and factor of safety (в) distribution for the serviceable reworked HPC blade

чей лопатке), представляющей собой сосредоточенную массу.

Максимум напряжений локализован в районе соединения хвостовика с переходной частью (классическая рабочая лопатка вентилятора, рабочая лопатка бустера и рабочая лопатка КВД) или на корытце в прикорневых

сечениях пера (широкохордная рабочая лопатка вентилятора) и составляет 323 МПа для классической вентиляторной рабочей лопатки, 407 МПа для широкохордной вентиляторной рабочей лопатки, 56 МПа для бустерной рабочей лопатки и 105 МПа для рабочей лопатки КВД.

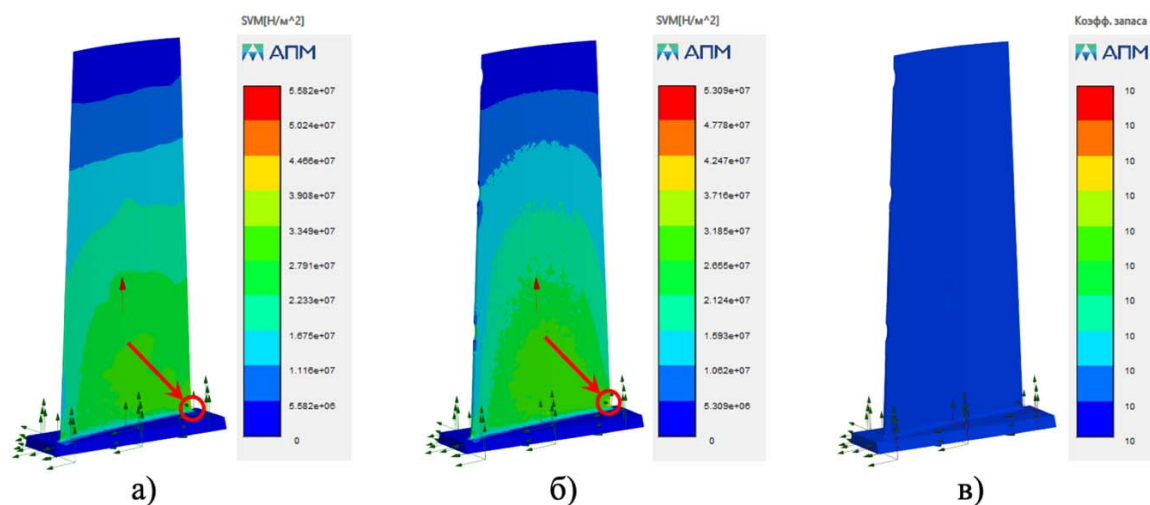


Рис. 13. Распределение напряжений для исправной рабочей лопатки (а), распределение напряжений (б) и коэффициента запаса прочности (в) для восстановленной рабочей лопатки бустера
Fig. 13. Stress distribution for intact blade (а), stress (б) and factor of safety (в) distribution for the reworked booster blade

Сравнение распределения напряжений для отремонтированных лопаток показывает, что с уменьшением длины пера происходит постепенный переход от увеличения напряжений (прирост до 4 % для классической вентиляторной и до 60 % для широкохордной) к их постепенному снижению (уменьшение до 1 и 4 % для КВД и бустерной соответственно). В то же время наряду с общим снижением напряжений наблюдается появление участков с большими значениями напряжений в зоне прикорневой забоины, что является неприемлемым. Это подтверждает наложение ограничений на проведение операций по частичному удалению материала, о которых ранее шла речь при анализе допусков на зачистку на лопатках с относительно малыми габаритами.

Минимальный коэффициент запаса прочности увеличивается с уменьшением размеров лопатки. При зачистке повреждений на широкохордной вентиляторной лопатке возникают существенные зоны локализации напряжений с большими значениями в зоне входной кромки прикорневых и средних сечений, что ведет к значительному снижению КЗП. Состояние нагружения бустерной лопатки является более благоприятным, чем у лопатки КВД, что объясняется меньшими

центробежными нагрузками. Минимальные КЗП составляют 3,17 для классической вентиляторной, 1,64 для широкохордной вентиляторной, 8,93 для КВД и более 10 для бустерной рабочей лопатки, что, исходя из опыта проектирования, является приемлемым в первом приближении [20].

Схожая картина распределения напряжений и КЗП в материале рабочих лопаток компрессоров ТРДД указывает на отсутствие критического ухудшения прочностных характеристик в сечениях пера лопатки при удалении в них материала в результате ремонта согласно нормативно-технической документации (НТД). Это может свидетельствовать о том, что на этапе проектирования разработчиком закладывается существенный запас на глубину зачистки, что обеспечивает работоспособность лопатки и безопасность эксплуатации узла даже при незначительном нарушении допусков, колеблющихся в диапазоне от 1 до 10 мм. По этой причине в современных РТЭ допускается незначительное отклонение от базовых допусков НТД на устранение повреждений при условии обязательной замены рабочей лопатки в течение назначенного (ограниченного) срока эксплуатации.

Заключение

В рамках статьи проанализированы статистика, причины и виды основных поврежденных рабочих лопаток компрессора ТРДД. Охарактеризованы способы их устранения в процессе эксплуатации в соответствии с действующей технической документацией.

Разработаны трехмерные модели титановых рабочих лопаток вентилятора (классических и широкохордных), бустера и КВД ТРДД с учетом особенностей конструкции современных АД. Смоделированы зачищенные забоины, соответствующие требованиям ЭТД.

С применением САПР «Компас 3D» и модуля прочностного анализа АРМ FEM методом конечных элементов выполнен прочностной расчет для исправных и отремонтированных лопаток. Корректность принципов, параметров построения моделей лопаток и их адекватность подтверждена расчетной оценкой собственных частот колебаний рабочей лопатки компрессора в среде САПР и экспериментальной оценкой с использованием резонансного метода.

Анализ полученных результатов дает основание утверждать, что устранение повреждений в виде забоин согласно НТД не оказывает существенного влияния на прочностные характеристики классических вентиляторных, бустерных и рабочих лопаток первой ступени КВД, однако с уменьшением размеров лопатки, а также в широкохордных рабочих лопатках вентилятора вызывает появление существенных участков с максимальными напряжениями при наличии и устранении повреждений в прикорневых зонах, что в соответствии с критерием Гриффитса при подводе достаточной энергии может привести к развитию трещины (усталостной) и требует особого внимания в эксплуатации.

Хотя широкохордные лопатки вентиляторов улучшают газодинамические и тяговые характеристики ТРДД, они более чувствительны в силу особенностей формы пера к повреждениям пера и характеристикам процедур устранения повреждений, что следует

учитывать при оценке работоспособности и организации обслуживания вентиляторов, оснащенных такими лопатками.

Список литературы

1. **Mishra R.K.** The trend of bypass ratio in aero engines: An overview // *Journal of Aerospace Sciences and Technologies*. 2022. Vol. 74, no. 2. Pp. 79–89. DOI: 10.61653/joast.v74i2.2022.26
2. **Житомирский Г.И.** Конструкция самолетов: учебник для вузов. 6-е изд. М.: Инновационное машиностроение, 2021. 416 с.
3. **Комов А.А., Белоусов Г.Г.** Основные закономерности повреждения лопаток компрессоров авиационных ГТД посторонними предметами // *Научный вестник МГТУ ГА*. 2008. № 134. С. 25–34.
4. **Дроздова О.Е., Олимов Б.В., Фейгенбаум Ю.М.** Статистический анализ эксплуатационных данных о повреждениях воздушных судов при столкновении с птицами // *Научный Вестник ГосНИИ ГА*. 2017. № 18. С. 27–36.
5. **Шорр Б.Ф.** Математическое моделирование процесса соударения дрона с вентилятором ТРДД / Б.Ф. Шорр, А.Д. Бортников, В.С. Мацаренко, И.И. Иванов // *Авиационные двигатели*. 2022. № 4 (17). С. 3–10. DOI: 10.54349/26586061_2022_4_03
6. **Струков С.Ю., Карпенко О.Н.** Напряженно-деформированное состояние и коэффициент интенсивности напряжений поврежденных лопаток компрессоров газотурбинных двигателей воздушных судов государственной авиации // *Воздушно-космические силы. Теория и практика*. 2017. № 1. С. 183–192.
7. **Нихамкин Н.Ш., Любчик О.Л.** Теоретические коэффициенты концентрации напряжений в полых лопатках вентилятора с повреждениями // *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*. 2012. № 32. С. 25–35.
8. **Гусев Ю.А.** Анализ напряженно-деформированного и динамического состояния широкохордной лопатки вентилятора ТРДД / Ю.А. Гусев, Ф.Ф. Сиренко, Н. Бабиито,

В.В. Бойко // Вестник двигателестроения. 2010. № 2. С. 109–113.

9. **Чичков Б.А., Заяц М.А.** Статистический анализ повреждаемости рабочих лопаток компрессоров двухконтурных турбореактивных двигателей // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 1. С. 174–184. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-174-184

10. **Liu C.** Jet engine blade: Design, material, and manufacturing // Theoretical and Natural Science. 2023. Vol. 14. Pp. 42–46. DOI: 10.54254/2753-8818/14/20240876

11. **Кочаров Э.А., Самойленко В.М., Олешко В.С.** О прижогах лопаток из титановых сплавов компрессоров газотурбинных двигателей и их контроле измерением работы выхода электрона // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 173. С. 125–129.

12. **Грицин А.В.** Исследование и нормирование допустимых забоин на рабочих лопатках компрессора на примере двигателя НК-12 / А.В. Грицин, Е.П. Кочеров, А.П. Ремпель, В.А. Самойлов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2009. № 3-3 (19). С. 221–229.

13. **Zhang X.** (2024). Mechanical response analysis of the wide-chord hollow fan blade considering the fluid-structure interaction / X. Zhang, X. Wang, G. Li, Y. Zhang, G. Zhang // *Frontiers Energy Research*. 2024. Vol. 11. Pp. 1–12. DOI: 10.3389/fenrg.2023.1322343

14. **Скворцов Ю.В., Глушков С.В.** Анализ прочности элементов авиационных конструкций с помощью CAE-системы MSC.Patran-Nastran: интерактивное мультимедийное пособие в системе дистанционного обучения «Moodle». Самара: Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева, 2012. 425 с.

15. **Смоленцев Н.А.** Разработка методики проведения цифровых прочностных испытаний конструкции летательного аппарата при многофакторном нагружении / Н.А. Смоленцев, К.С. Самсонов, П.А. Блинов, В.С. Медведь // *Тепловые процессы в технике*. 2023. Т. 15, № 1. С. 31–38. DOI: 10.34759/tpt-2023-15-1-31-38

16. **Shaowu Y.H., Roshan J.V., Jeff W.C.F.** Design and analysis of multifidelity finite ele-

ment simulations [Электронный ресурс] // *Journal of Mechanical Design*. 2023. Vol. 145, iss. 6. ID: 061703. DOI: 10.1115/1.4056874 (дата обращения: 10.06.2025).

17. **Babawuya A.** Effect of number of node on the deflection of a simply supported beam using finite element analysis / A. Babawuya, E.B. Samuel, K.P. Mu'ar, O.J. Okegbile, J. Joshua, A.O. Frederick // *Journal of Engineering Research and Development*. 2021. Vol. 4, iss. 1. Pp. 31–37.

18. **Вьюнов С.А., Гусев Ю.И., Карпов А.В. и др.** Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей / Под ред. Д.В. Хролина. М.: Машиностроение, 1989. 368 с.

19. **Лозицкий Л.П., Ветров А.Н., Дорошко С.М. и др.** Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей. М.: Воздушный транспорт, 1992. 534 с.

20. **Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л.** Газотурбинные двигатели. Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. 1204 с.

References

1. **Mishra, R.K.** (2022). The trend of bypass ratio in aero engines: An overview. *Journal of Aerospace Sciences and Technologies*, vol. 74, no. 2, pp. 79–89. DOI: 10.61653/joast.v74i2.2022.26

2. **Zhitomirsky, G.I.** (2021). Aircraft construction. Moscow: Innovatsionnoye mashinostroyeniye, 406 p. (in Russian)

3. **Komov, A.A., Belousov, G.G.** (2008). Basic laws of the compressor blades damage of aviation turbine engine from outside matter. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, pp. 25–34. (in Russian)

4. **Drozdova, O.E., Olimov, B.V., Feygenbaum, Yu.M.** (2017). Statistical analysis of exploitation data about failures of aircrafts in collision with birds. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 18, pp. 27–36 (in Russian)

5. **Shorr, B.F., Bortnikov, A.D., Matsarenko, V.S., Ivanov, I.I.** (2022). Mathematical modeling of the drone's collision with a fan

of a turbofan engine. *Aviation engines*, no. 4 (17), pp. 3–10. DOI: 10.54349/26586061_2022_4_03 (in Russian)

6. **Strukov, S.U., Karpenko, O.N.** (2017). The stress-strain state and the coefficient the stress intensity of the damaged blades compressors of gas turbine engines of aircrafts of the state aircraft. *Vozdushno-kosmicheskiye sily. Teoriya i praktika*, no. 1, pp. 183–192. (in Russian)

7. **Nikhamkin, M.Sh., Lyubchik, O.L.** (2012). Theoretical stress concentration factor in jet engine hollow fan blades with damages. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika*, no. 32, pp. 25–35. (in Russian)

8. **Gusev, Yu.A., Sirenko, F.F., Babii-to, N., Boiko, V.V.** (2010). Analysis of the stress-strain and dynamic state of turbofan broad-chord fan blade. *Vestnik dvigatelestroyeniya*, no. 2, pp. 109–113 (in Russian)

9. **Chichkov, B.A., Zajats, M.A.** (2018). Statistical analysis of damageability of the bypass engines compressor blades. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 21, no. 1, pp. 174–184 DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-174-184 (in Russian)

10. **Liu, C.** (2023). Jet engine blade: Design, material, and manufacturing. *Theoretical and Natural Science*, vol. 14, pp. 42–46. DOI: 10.54254/2753-8818/14/20240876

11. **Kocharov, E.A., Samoylenko, V.M., Oleshko, V.S.** (2011). About burns compressor blade from titanium alloys of gas turbine engine and their control measurement of electron work function. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 173, pp. 125–129 (in Russian)

12. **Gritsin, A.V., Kocherov, E.P., Rempel, A.P., Samoylov, V.A.** (2009). Research and rationing admissible nick on working blades of the compressor for engine NK-12 example. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*, no. 3-3 (19), pp. 221–229. (in Russian)

13. **Zhang, X., Wang, X., Li, G., Zhang, Y., Zhang, G.** (2024). Mechanical response analysis

of the wide-chord hollow fan blade considering the fluid–structure interaction. *Frontiers Energy Research*, vol. 11, pp. 1–12. DOI: 10.3389/fenrg.2023.1322343

14. **Skvorcov, Yu.V., Glushkov, S.V.** (2012). Analysis of the strength of aircraft structure elements using the MSC. Patran-Nastran CAE system: interactive multimedia tutorial in the Moodle distance learning system. Samara: Minobrnauki Rossii, Samarskiy gosudarstvennyy aerokosmicheskii universitet im. S.P. Koroleva, 425 p. (in Russian)

15. **Smolentsev, N.A., Samsonov, K.S., Blinov, P.A., Medved, V.S.** (2023). Digital strength tests conducting technique developing for spacecraft at multifactor. *Thermal Processes in Engineering*, vol. 15, no. 1, pp. 31–38. DOI: 10.34759/tpt-2023-15-1-31-38 (in Russian)

16. **Shaowu, Y.H., Roshan, J.V., Jeff, W.C.F.** (2023). Design and analysis of multifidelity finite element simulations. *Journal of Mechanical Design*, vol. 145, issue 6, ID: 061703. DOI: 10.1115/1.4056874 (accessed: 10.06.2025).

17. **Babawuya, A., Samuel, E.B., Mu'ar, K.P., Okegbile, O.J., Joshua, J., Frederick, A.O.** (2021). Effect of number of node on the deflection of a simply supported beam using finite element analysis. *Journal of Engineering Research and Development*, vol. 4, issue 1, pp. 31–37.

18. **Vyunov, S.A., Gusev, Yu.I., Karpov, A.V. et al.** (1989). Construction and design of aviation gas turbine engines, in Chronin D.V. (Ed.). Moscow: Mashinostroyeniye, 368 p. (in Russian)

19. **Lozitskiy, L.P., Vetrov, A.N., Doroshko, S.M. et al.** (1992). Construction and Strength of Aviation Gas Turbine Engines. Moscow: Vozdushnyy transport, 534 p. (in Russian)

20. **Inozemtsev, A.A., Sandratskiy, V.L.** (2006). Gas turbine engines. Permian: OAO “Aviadvigatel”, 1204 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Любушкин Егор Романович, студент МГТУ ГА, e.lyubushkin350@gmail.com.

Чичков Борис Анатольевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов МГТУ ГА, b.chichkov@mstuca.ru.

Information about the authors

Egor R. Lyubushkin, student, Moscow State Technical University of Civil Aviation, e.lyubushkin350@gmail.com.

Boris A. Chichkov, Doctor of Technical Science, Professor, Professor of the Chair of AircraftEngine Engineering, Moscow State Technical University of Civil Aviation, b.chichkov@mstuca.ru.

Поступила в редакцию	20.08.2025	Received	20.08.2025
Одобрена после рецензирования	11.11.2025	Approved after reviewing	11.11.2025
Принята в печать	26.03.2026	Accepted for publication	26.03.2026