

УДК 629.7.036.34

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИДЕНТИФИКАЦИИ КАСАНИЯ ВЕНТИЛЯТОРНЫХ ЛОПАТОК КОРПУСА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ

© Е. И. Жученко, В. В. Червонюк, А. А. Стасевич

*Лётно-исследовательский институт им. М. М. Громова,
140180, г. Жуковский Московской обл., ул. Гарнаева, 2А
E-mail: Zhuchenkozhenya@yandex.ru
ChervonukVV@iir.ru*

В работе представлено обоснование опасности задевания лопаток рабочего колеса вентилятора о корпус газотурбинного двигателя (ГТД), установлены факторы, влияющие на величину радиального зазора в полёте, выявлены основные причины задевания, проведён анализ современных средств определения радиального зазора ГТД, предложен метод выявления задевания рабочих лопаток вентилятора корпуса ГТД в полёте, основанный на комплексной обработке сигнала вибраций корпуса вентилятора и датчиков пульсаций давления за вентилятором. Внедрение метода идентификации, основанного на обработке сигналов вибраций и пульсаций давления, повысит безопасность полётов, особенно опытных ГТД на первых стадиях лётных испытаний, без необходимости дополнительного препарирования и установки сложных систем контроля зазора. Этот метод можно применять для идентификации задевания при чрезмерном уменьшении радиального зазора, что позволит своевременно принять решение о понижении режима (если это возможно на этапе полёта, в котором оно произошло) для предотвращения нанесения значительных повреждений задеваниями.

Ключевые слова: диагностика, газотурбинный двигатель, вентилятор, вибрации, частоты, повреждения, лётные испытания, лопатки, спектр Фурье, радиальный зазор.

DOI: 10.15372/AUT20210307

Введение. Задевание рабочих лопаток о корпус газотурбинного двигателя (ГТД) — механическое взаимодействие лопаток ротора и статора ГТД при уменьшении зазора (ΔR_z) между ними до нуля.

В эксплуатации различные причины приводят к изменению радиального зазора (РЗ), например, взаимные перемещения и деформации ротора и статора, прогибы ротора от дисбалансов, деформации, связанные с пластичностью и ползучестью материалов, разная тепловая инерционность корпуса и вентилятора и т. д.

Задевание рабочих лопаток вентилятора о корпус ГТД может приводить к разрушению вентилятора. При низкой интенсивности задевания происходит нерасчётное накопление усталости, увеличение удельного расхода топлива [1] и увеличение дисбалансов.

Характерное повреждение лопаток вентилятора, вызванное задеванием, показано на рис. 1. К проявлениям задевания также относятся повышенная вибрация и чрезмерная выработка истираемого покрытия с образованием металлических осколков и стружки. Попадая в газовоздушный тракт, осколки наносят вторичные повреждения на всём его протяжении, снижая этим безопасность и эффективность двигателя. Из-за увеличения РЗ образуются завихрения, которые также негативно влияют на рабочий процесс ГТД.

Цель исследования — разработка метода идентификации задевания лопаток вентилятора о корпус ГТД.

Задачи исследования:

1) разработка метода определения чрезмерного уменьшения радиального зазора между рабочими лопатками вентилятора и его корпусом.

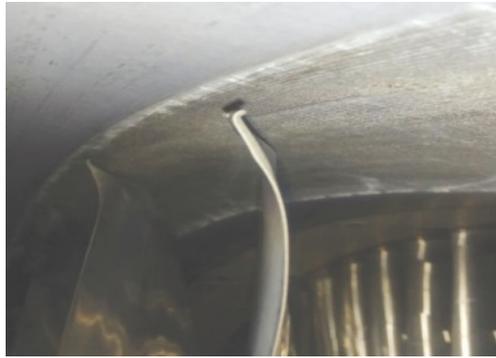


Рис. 1. Характерный дефект лопатки вентилятора при задевании

2) разработка метода идентификации задевания рабочих лопаток вентилятора о корпус по изменению его вибрационного состояния.

3) анализ влияния условий полёта на месторасположение повреждений рабочих лопаток вентилятора и корпуса ГТД.

Рабочая модель задевания лопаток вентилятора о корпус и факторы, влияющие на изменение радиального зазора. На рис. 2 показана модель вентилятора ГТД, которая представляет собой пару элементов, перемещающихся относительно друг друга (деформация корпуса, прецессия рабочего колеса вентилятора, температурные деформации и т. д.). В модели указаны соосное положение корпуса и вентилятора без деформаций, положение деформированного и смещённого рабочего колеса вентилятора и деформированного корпуса. Изображение построено на основании общей модели, представленной в работе [2].

Анализ основных факторов, влияющих на деформацию корпуса и ротора, а также на их взаимное перемещение, позволяет судить о том, что основные причины обусловлены комплексным воздействием режима работы двигателя, условиями полёта, манёвром ЛА, колебаниями крыла. Влияние эксплуатационного фактора на изменение радиального зазо-

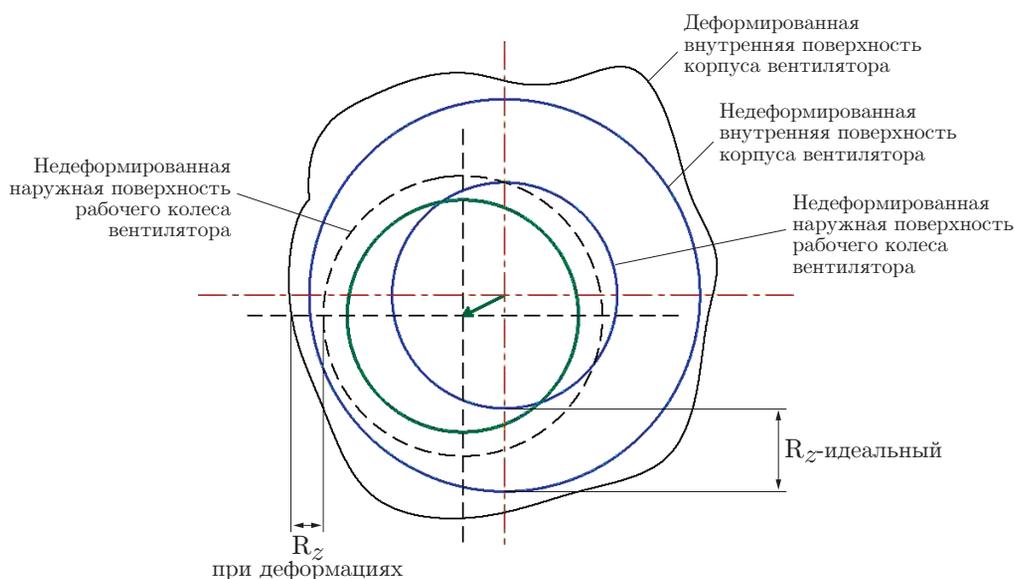


Рис. 2. Модель изменения РЗ из-за деформаций ротора и статора

ра можно оценивать с использованием следующего соотношения:

$$\Delta R_z = f[p_{1,k}, p_{2,x}, p_{3,z}, p_{4,q} \mid k \in K, x \in X, z \in Z, q \in Q], \quad (1)$$

$$K = \{1, 2, \dots, K_n\}, \quad X = \{1, 2, \dots, X_n\}, \quad Z = \{1, 2, \dots, Z_n\}, \quad Q = \{1, 2, \dots, Q_n\},$$

где ΔR_z — изменение величины радиального зазора, p_1 — множество режимов, K — их количество, p_2 — множество аэродинамических сил, X — их количество, p_3 — множество инерционных сил ротора, Z — их количество, p_4 — множество параметров виброактивности крыла, Q — их количество.

Изменение радиального зазора будет влиять на статическое давление за вентилятором согласно закону Бернулли, а соударение лопаток вентилятора о корпус ГТД будет влиять на вибрационное состояние ГТД. Таким образом, эти два параметра можно рассмотреть как два доступных для изучения диагностических признака задевания.

Задевание может быть двух типов (каждое из них имеет различные проявления на спектрограмме): 1) касание лопаток вентилятора о неровности корпуса ГТД/ идентификация по локальной чрезмерной выработке истираемого покрытия; 2) трение торца лопатки по поверхности корпуса/ идентификация по чрезмерной кольцевой выработке истираемого покрытия.

Анализ методов измерения радиальных зазоров. Факт задевания рабочих лопаток о корпус ГТД в настоящее время устанавливается только при послеполётном визуальном осмотре, но такой метод не позволяет объективно определить, на каком этапе полёта он произошёл и какие факторы инициировали его. Однако в некоторых случаях для определения задевания возможно использовать следующие методы измерения РЗ: механический, ёмкостный, оптический, токовихревой, микроволновый и акустический.

Рассмотрим их достоинства и недостатки: механический метод представляет собой использование истираемой проставки, что позволяет определить минимальную величину зазора при послеполётном осмотре, но получить данные об изменении РЗ на протяжении всего полёта нельзя [3]. Ёмкостный метод представляет собой использование датчиков, ёмкость которых зависит от зазора. Метод обладает множеством достоинств, но сложность его применения обусловлена высокими требованиями к сопротивлению крепёжных изолирующих деталей датчиков и необходимости работы на повышенной частоте [3]. Оптические методы заключаются в использовании интерферометров. Эти методы характеризуются высокой точностью, а к их недостаткам относят чувствительность к световым и электромагнитным наводкам [4]. Токовихревые системы (использование кластерных датчиков) представляют собой использование одновитковых токовихревых датчиков. Последние обладают высокой точностью, но трудны в эксплуатации, имеют сложную систему питания и малую помехозащищённость [2]. Микроволновый метод измерения РЗ представляет собой адаптированный метод измерения расстояний с использованием электромагнитных СВЧ-колебаний, обладает высокой точностью. Его недостатком является чувствительность к световым и электромагнитным наводкам, но меньшая, чем у оптических методов [3]. Акустический метод измерения РЗ основан на измерении акустических колебаний вследствие изменения зазора и как результат генерации лопатками волн различных частот и их амплитуд. Недостатками акустического метода является сложность обработки сигнала и его высокая зашумлённость [5].

До сих пор задача надёжной идентификации задевания рабочих лопаток ротора о статор ГТД в процессе выполнения полёта летательного аппарата (ЛА) не решена.

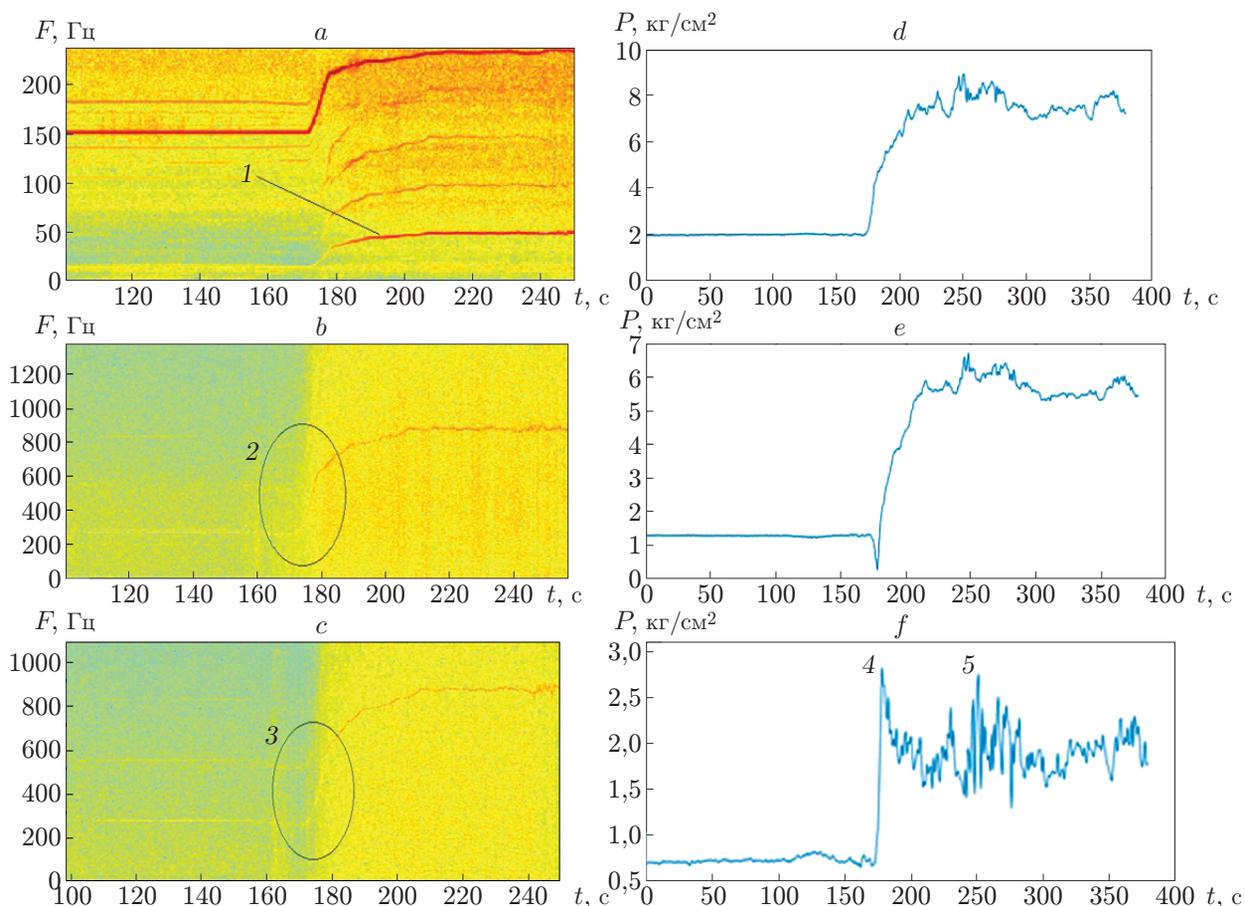


Рис. 3. Спектрограммы сигналов вибраций и пульсаций давления на взлёте при лётных испытаниях (описание рисунков см. в тексте)

Метод идентификации задевания рабочих лопаток вентилятора ГТД о корпус в полёте и определение причин их возникновения. Анализ пульсаций давления за вентилятором позволяет выделить из сигнала частотную составляющую, содержащую информацию об изменении радиального зазора при эксплуатации ГТД. Это даёт возможность определять этапы полёта, в которых радиальный зазор был минимален. Выделение этапов полёта с минимальным РЗ позволяет сократить время обработки вибросигнала, так как на этих этапах вероятность задевания была максимальной и анализ остального времени полёта не требуется.

Для примера проанализируем пульсации давления и рассмотрим спектрограммы сигнала вибраций передней опоры и спектрограммы сигналов пульсаций давления, полученных с помощью датчиков, установленных за рабочим колесом вентилятора в нижней и верхней частях корпуса одного из отечественных ГТД при его лётных испытаниях. Частота, необходимая для диагностирования касания рабочих лопаток вентилятора о корпус, с которой будет изменяться давление за рабочей ступенью вентилятора, равна $F_i = f_{\text{рот}}z$, где $f_{\text{рот}}$ — частота вращения ротор низкого давления (РНД), z — число лопаток вентилятора. Изменение давления будет отображаться интенсивностью цвета зоны, соответствующей частоте и времени. Таким образом, анализируя рис. 3 (a — спектрограмма вибраций передней опоры, b — спектрограмма пульсаций давления за вентилятором в верхней части корпуса, c — спектрограмма пульсаций давления за вентилятором в нижней части корпуса), можно сделать вывод, что в этом конкретном случае в полёте при наборе высоты

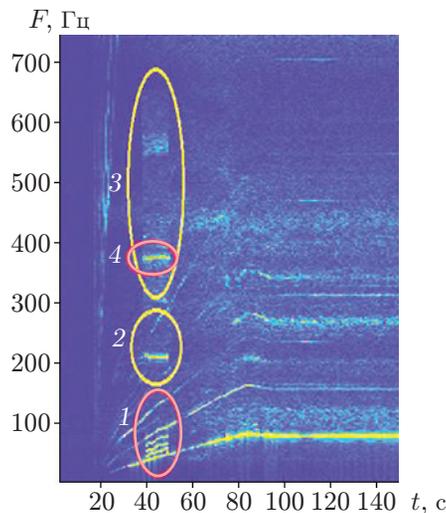


Рис. 4. Спектрограмма реального вибросигнала с наложенной имитацией задевания

зазор в нижней части уменьшался (рис. 3, *b*, зона 2), а в верхней увеличивался (рис. 3, *c*, зона 3). Это отчётливо видно на рис. 3, *d* и 3, *e*, где представлено изменение пульсаций давления за вентилятором (3, *d* — изменение давления в верхней части тракта за вентилятором, 3, *e* — изменение давления в нижней части тракта за вентилятором), а разница их значений представлена на рис. 3, *f*. Однако необходимо отметить, что на графиках на рис. 3, *d*, *e*, *f* представлено среднее значение изменения пульсаций давлений на частоте F_i в течение 1 с, а не при прохождении одной и той же лопатки через верхний и нижний датчики. На графике 3, *f* видно, что на участках 4 и 5 разница средних значений пульсаций давления была максимальной. Это объясняется тем, что на участке 4 самолёт был на этапе отрыва от взлётно-посадочной полосы (ВПП) и двигатель работал на взлётном режиме, а на участке 5 ЛА выполнял крен.

Определив этапы полёта, в которых РЗ был наименьшим, можно спектральным анализом вибраций корпуса идентифицировать задевания, затратив существенно меньшее количество времени.

Основными частотами задевания, фиксируемыми на корпусе, являются $F_i = f_{\text{рот}} z$, но при этом спектр вибраций корпуса из-за касания не имеет однозначного вида и зависит от сочетания числа задевающих лопаток и их взаимного расположения по окружности рабочего венца (это связано с разбросом реальных размеров лопаток в пределах допусков).

Одна из главных проблем надёжного обнаружения задевания заключается в том, что пакет задевающих лопаток периодичен и его период определяется периодом вращения ротора, но внутри пакета отсутствует какая-либо регулярность [6]. Например, при использовании рабочего колеса вентилятора с 18 лопатками возможно 125 комбинаций наборов частот (при постоянной частоте вращения РНД).

На рис. 4 представлена спектрограмма реального вибросигнала с наложенной на неё имитацией задевания. Имитация производилась путём увеличения амплитуд вибропроцессов на частотах F_i , где $z = 1, 6, 12, 18$ (рис. 4, зона 1), на частоте, имитирующей собственную частоту колебания корпуса (рис. 4, зона 2), и частотах, характеризующих аэродинамические процессы (рис. 4, зона 3).

Различные пакеты частот, характеризующиеся зависимостью от частоты вращения ротора низкого давления, будут иметь одинаковый с РНД характер изменения во времени, что хорошо видно на спектрограмме (рис. 4, зона 1). Также соударения лопаток вентилятора о корпус будут вызывать резкое повышение амплитуды вибрации корпуса на его собственной частоте (рис. 4, зона 2). Мешающим фактором будет то, что соударение также

вызовет колебания в широкой полосе частот, которые обуславливаются множеством причин, таких как, например, возмущение аэродинамического потока, и множеством других (рис. 4, зона 3).

Трение торца лопатки о корпус вентилятора можно идентифицировать, зная собственную частоту лопатки. Это явление проявится на спектрограмме в виде постоянной составляющей (рис. 4, зона 4) с наличием изменения спектра в области аэродинамических и других частот (рис. 4, зона 3).

Так как задевание — процесс быстроразвивающийся, а ротор — узел, обладающий высокой инерцией, то предлагаемый метод в большей степени направлен на минимизирование последствий задевания, чем на их предотвращение. Если не уменьшить режим работы ГТД при идентификации задеваний слабой интенсивности, то процесс будет усиливаться и наносить всё большие повреждения, причём чем дольше и интенсивнее лопатки вентилятора будут задевать корпус, тем меньше возможно, оценивая повреждения, установить конструкторско-технологический фактор, вызвавший задевания.

Для определения причин задевания необходимо проанализировать повреждения статора и рабочего колеса вентилятора. Следы задевания могут быть локализованными, а могут быть распределены по всей окружности. Пятно контакта в нижней части корпуса может свидетельствовать о задевании, произошедшем на этапе отрыва от ВПП. Если при этом рабочее колесо вентилятора имеет повреждения, распределённые по всей окружности, то это свидетельствует о сильном взаимном смещении ротора и корпуса. Если же повреждения рабочего колеса вентилятора сосредоточены на одном участке и корпус имеет повреждения только в нижней части, то это может свидетельствовать о задеваниях, связанных с прецессией ротора и перемещением корпуса на этапе отрыва от ВПП.

Влияние факторов при выходе из набора высоты будет описываться аналогично, но РЗ будет уменьшаться в верхней части из-за инерции ротора. Таким образом, задевание, произошедшее на этапе набора высоты, будет характеризоваться чрезмерной выработкой истираемого покрытия в нижней зоне, а на выходе из набора высоты — в верхней зоне [7].

Перед началом анализа влияния различных факторов на изменение РЗ на входе и выходе из манёвра уточним, что при выполнении этого манёвра двигатели с одной стороны крыла выполняют движение вниз, с другой стороны движутся вверх (рис. 5). Рассматривать их надо как отдельные случаи. На выходе из крена будет аналогичное описание, но направления действующих сил будут противоположны направлениям сил, действующих на входе [8].

При анализе рис. 5 становится ясно, что задевания, причинами которых стал манёвр,

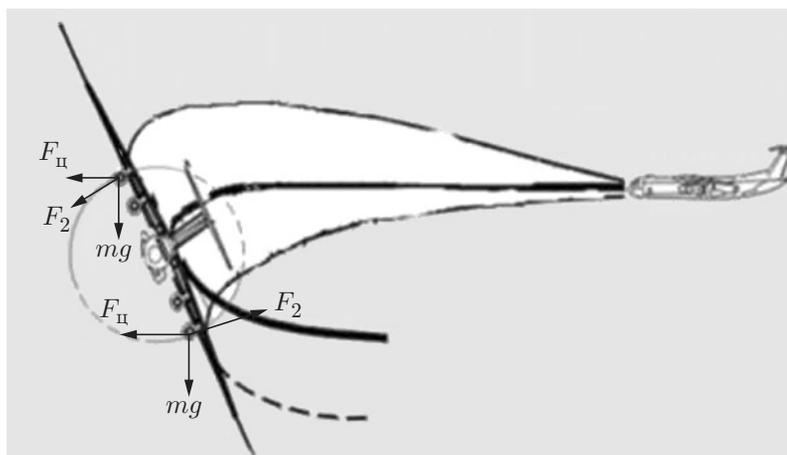


Рис. 5. Изменение положений двигателя при совершении комбинированного манёвра



Рис. 6. Алгоритм идентификации задевания рабочих лопаток вентилятора о корпус ГТД и определение причин их возникновения

имеют характерные особенности. Задевание на 1 и/или 2 силовые установки с зоной касания на полтора часа, скорее всего, вызвано креном влево. Если такие же повреждения есть на 3 и/или 4 силовых установках, то их причиной был крен вправо. В это же время рабочие лопатки вентилятора будут ещё не остывшие и под влиянием центробежных сил будут вытягиваться, уменьшая зазор. Повреждения от задеваний, вызванных этими причинами, будут характеризоваться чрезмерной выработкой истираемого покрытия по всему радиусу, а повреждения торцов рабочих лопаток также будут распределяться по вентилятору, не группируясь в конкретных зонах. Кроме того, если чрезмерная выработка истираемого покрытия произошла по всей окружности, а повреждение торцов рабочих лопаток располагается в конкретной области, то эти повреждения вызваны динамикой ротора, его дисбалансом или изготовлением.

В результате анализа диагностических признаков задевания составлен алгоритм для идентификации этого явления и определения причин его возникновения. Алгоритм представлен на рис. 6.

Заключение. В настоящее время в гражданской и транспортной авиации преимущественно используется турбореактивный двухконтурный двигатель высокой степени двухконтурности, на котором риск развития катастрофических ситуаций из-за задевания повышен, поэтому задача идентификации задевания лопаток вентилятора о корпус ГТД в полёте является актуальной.

Показано, что идентифицировать задевания рабочих лопаток вентилятора о корпус ГТД и выявить их причины возможно путём комплексной обработки сигналов вибраций, пульсаций давления за вентилятором и анализом следов задеваний на корпусе двигателя.

Определены основные диагностические признаки задевания, их проявления на спектрограмме и этапы полёта с наибольшей вероятностью задевания (отрыв от взлётно-посадочной полосы, комбинированные манёвры, запуск).

В силу случайных сочетаний конструкционных, производственных и эксплуатационных факторов их совокупное воздействие может приводить к задеваниям на различных типах ЛА, что требует разработки штатных средств контроля задевания в эксплуатации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Кузнецов Н. Д., Данильченко В. П., Резник В. Е.** Управление радиальными зазорами в турбокомпрессорах авиационных ГТД. Самара: Самар. авиац. ин-т, 1991. 109 с.
2. **Боровик С. Ю.** Кластерные методы и системы измерений деформаций статора и координат смещений торцов лопаток и лопастей в газотурбинных двигателях: Дис. ... д-ра техн. наук. Самара, 2011. 306 с.
3. **Иноземцев А. А., Бажин С. В., Снитко М. А.** Вопросы оптимизации радиальных зазоров ТВД авиационного ГТД // Вестн. двигателестроения. 2012. № 2. С. 149–154.
4. **Пенкин Д. Г.** Бесконтактные методы измерения радиальных зазоров компрессоров газотурбинных двигателей в процессе опытных испытаний // Измерения, контроль, диагностика. 2008. С. 39–44.
5. **Барков А. В., Баркова Н. А., Азовцев А. Ю.** Мониторинг и диагностика роторных машин по вибрации: Учеб. пособие. СПб.: СПбГМТУ, 2000. 159 с.
6. **Червонюк В. В.** Причины виброактивности ГТД в компоновке летательного аппарата и методология лётных вибрационных испытаний и обеспечение эксплуатационного виброконтроля авиационных двигателей: Дис. ... д-ра техн. наук. Жуковский: ЛИИ им. М. М. Громова, 1991. 308 с.
7. **Gaffm W. O.** JT9D70/59 improved high pressure turbine active clearance control system // NASA CR1 59661. 1979.
8. **Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А.** Планирование маршрутов движения летательного аппарата с использованием гладких траекторий // Автометрия. 2017. **53**, № 1. С. 3–11. DOI: 10.15372/AUT20170101.

Поступила в редакцию 11.01.2021

После доработки 18.03.2021

Принята к публикации 05.04.2021
