

УДК 62-226.2.001.891.5

Построение модели накопления повреждаемости лопаток турбин для учета длительной наработки в эксплуатации

Д.В. Сапронов^{1,2}, А.Д. Худякова^{1,2}, А.В. Семенов^{1,2},
Д.В. Косовский¹, А.Н. Селиванов¹

¹ ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Constructing a turbine blade damage accumulation model for accounting the long-term operating time

D.V. Sapronov^{1,2}, A.D. Khudyakova^{1,2}, A.V. Semenov^{1,2},
D.V. Kosovsky¹, A.N. Selivanov¹

¹ Central Institute of Aviation Motors

² Bauman Moscow State Technical University

Для повышения достоверности прогнозирования долговечности лопаток турбин газотурбинных двигателей и установок необходимо построить математическую модель, описывающую процесс накопления повреждаемости в условиях эксплуатации. Предложена модель накопления повреждаемости лопаток турбин, построенная с использованием термодинамической модели. Эта модель связывает внешние (температуру внешней среды на входе в газотурбинный двигатель и мощность) и внутренние (температуру газа за компрессором и турбиной, частоту вращения) параметры. Модель накопления повреждаемости учитывает фактическое снижение длительной прочности материала лопаток турбин. С помощью предложенной модели проведена виртуальная эксплуатация лопатки турбины газотурбинной установки при максимальной мощности. Получены зависимости накопленной повреждаемости от температуры воздуха снаружи установки.

EDN: HTCCKO, <https://elibrary/htcnko>

Ключевые слова: модель накопления повреждаемости, ресурс лопатки турбины, наработка в эксплуатации, длительная прочность, ползучесть материала

To improve reliability in forecasting durability of the gas turbine engines and installations turbine blades, it becomes necessary to construct a mathematical model describing the damage accumulation process under the operating conditions. The paper proposes a model of the turbine blade damage accumulation built using the thermodynamic model. Thermodynamic model connects external (external temperature at the gas turbine engine inlet and power) and internal (gas temperature behind the compressor and turbine, rotation speed) parameters. The damage accumulation model takes into account actual decrease in the long-term strength of the turbine blade material. Using the proposed model, a virtual operation of the gas turbine unit turbine blade was carried out at the maximum power. The accumulated damage dependences on the external air temperature were obtained.

EDN: HTCCKO, <https://elibrary/htcnko>

Keywords: damage accumulation model, turbine blade service life, operating time, long-term strength, material creep

Особенностью работы газотурбинных двигателей (ГТД) и установок (ГТУ) являются много-режимность и зависимость параметров цикла работы ГТД от внешних условий эксплуатации. Реальные условия могут существенно отличаться от принятых при проектировании конструкции для типового полетного цикла. В связи с этим назначенный ресурс может быть занижен по сравнению с реальным. Так, в работах [1, 2] показана существенная разница в исчерпании долговечности рабочих лопаток (далее лопатки) турбины турбовинтового двигателя (ТВД) при полетах в летний и зимний периоды.

Исчерпание долговечности деталей конструкций оценивают накопленной повреждаемостью. Ее накопление представляет собой процесс разрушения, обусловленный воздействием напряжений и температур. Для начального неповрежденного состояния накопленную повреждаемость [3–11] принимают равной нулю, а при разрушении — единице.

Расчет накопленной повреждаемости лопаток ГТУ должен происходить в реальном времени. Этого можно достичь разными методами, в том числе с помощью моделей, представляющих собой функциональные зависимости между повреждаемостью и параметрами работы ГТД (рис. 1) [12, 13]. Для формирования указанных функциональных зависимостей можно использовать термодинамическую модель ГТД [14], которая позволяет вычислять по входным параметрам внешней среды (температуре на входе в двигатель и мощности) его выходные параметры (температуры газа за компрессором и турбиной, частоту вращения). Полученную функциональную зависимость можно внедрить в программное обеспечение датчика, вычисляющего накопленную повреждаемость в реальном времени [15–17].

Рассмотрен пример использования способа [18] расчета изолированной лопатки второй ступени ТВД, установленной в двигателе ГТУ. После варьирования входных параметров для ГТУ в рабочих диапазонах получены значения накопленной повреждаемости при разных режимах работы ТВД. На основе этих данных построена модель накопления повреждаемости.

Цель работы — построение модели накопления повреждаемости, учитывающей особенности сезонной эксплуатации и снижение фактической длительной прочности материала лопатки ГТУ.

Алгоритм учета повреждаемости лопаток ГТУ в эксплуатации. Алгоритм расчета накопленной повреждаемости деталей ГТД включает в себя следующие этапы:

- приведение сложных циклов нагружения деталей к совокупности простых циклов нагружения (схематизация);
- определение характеристик материала детали при нагрузках, реализуемых в простых циклах нагружения, с учетом длительной и циклической повреждаемости;
- расчет теплового и напряженно-деформированного состояния (НДС) детали;
- оценка выработки ресурса на основании гипотез суммирования повреждений.

Как показывают исследования и опыт, накопленный предприятиями отрасли двигателестроения, этот подход можно применять для оценки ресурсов дисков и лопаток турбины и компрессора, повреждаемость которых зависит от теплового состояния и центробежных сил, определяемых через регистрируемые в эксплуатации параметры: температуру газа в проточной части и частоту вращения роторов. Такие алгоритмы внедрены в наземных и бортовых

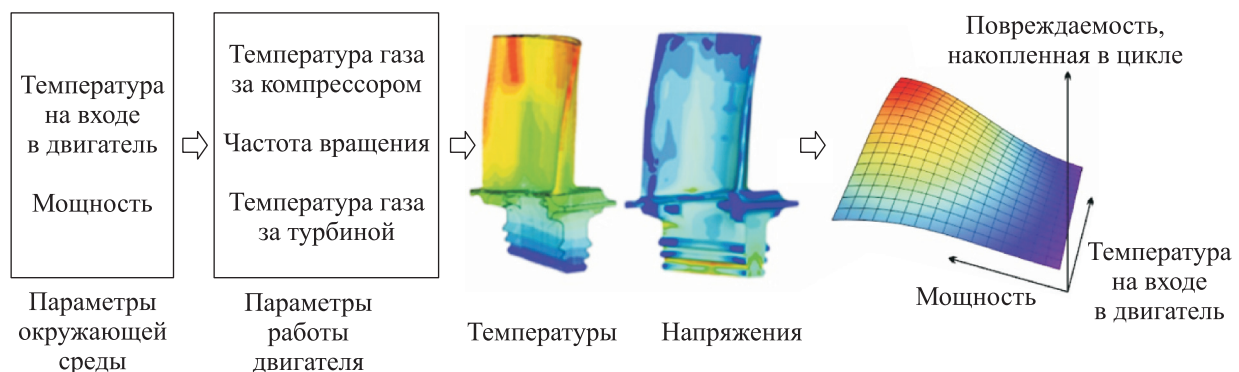


Рис. 1. Схема формирования модели накопления повреждаемости лопатки турбины

системах контроля некоторых двигателей гражданской и государственной авиации.

Принято считать, что деталь израсходовала ресурс при выполнении условия

$$N_n \geq [N_R],$$

где N_n — израсходованный после n -го полета/запуска ресурс, выраженный в количестве обобщенных типовых полетных (ОТПЦ) и рабочих (ОТРЦ) циклов; $[N_R]$ — защищенный запасом ресурс с учетом продолжительности работы при разных режимах, выраженный в количестве, а для стационарных ГТУ — ОТПЦ или ОТРЦ.

Накопленную повреждаемость детали после n -го полета/запуска определяют согласно линейной гипотезе суммирования повреждений по выражению

$$P_n = P_{n-1} + \Delta P_n,$$

где P_{n-1} — накопленная повреждаемость детали после $(n-1)$ -го полета/запуска; ΔP_n — накопленная повреждаемость за n -й полет/запуск.

Относительный израсходованный ресурс в количестве ОТПЦ или ОТРЦ

$$N_n = \frac{P_n}{P_{\text{ОТПЦ}}},$$

где $P_{\text{ОТПЦ}}$ — повреждаемость в ОТПЦ или ОТРЦ.

Накопление повреждаемости деталей роторов представляет собой процесс разрушения, протекающий под действием температур, напряжений/деформаций и зависящий от времени работы и уровня размахов напряжений/деформаций. При одновременном воздействии нескольких повреждающих факторов, характерном для дисков и лопаток ротора, оставаясь в рамках линейной гипотезы суммирования повреждений, можно записать

$$\Delta P_n = \Delta P_{n\tau} + \Delta P_{nc},$$

где $\Delta P_{n\tau}$ и ΔP_{nc} — параметры, характеризующие вклад в общую повреждаемость диска или лопатки за n -й полет от действия длительных статических и циклических нагрузок соответственно.

Для лопаток ГТУ в качестве механизма исчерпания долговечности на первом этапе можно рассматривать только длительную статическую повреждаемость $\Delta P_{n\tau}$. В этом случае ресурс определяется в часах. При отсутствии

результатов стендовых испытаний можно считать, что ресурс лопатки исчерпан при достижении расчетного значения $P_{n\tau} = 1$.

При определении ресурса в часах и соответствующей повреждаемости лопатки $\Delta P_{n\tau}$ исходной информацией являются порядковый номер полета/запуска n , время n -го полета/запуска τ , наборы значений температуры внешней среды на входе в ГТД T_n (°C) и мощности его работы N_e (МВт) или наборы значений температуры газа за компрессором T_k (°C), температуры газа за турбиной T_r (°C) и частоты вращения Ω (мин⁻¹) в полете/запуске с номером n .

Весь n -й полет/запуск разбивают на I участков определенной продолжительности τ_i (от t_i до $t_i + \tau_i$). На каждом i -м участке определяют следующие параметры: T_{iH}^{\max} — максимальную температуру газа на входе в ГТД; N_{ei}^{\max} — максимальную мощность ГТД; T_{iK}^{\max} и T_{iR}^{\max} — максимальные температуры газа за компрессором и турбиной; Ω_i^{\max} — максимальную частоту вращения.

В общем случае повреждаемость лопатки от действия длительных статических нагрузок на участке определенной продолжительности τ_i

$$\Delta P_{n\tau i} = f(\tau_i, T_{iK}^{\max}, T_{iR}^{\max}, \Omega_i^{\max}) \quad (1)$$

или

$$\Delta P_{n\tau i} = f(\tau_i, T_{iH}^{\max}, N_{ei}^{\max}). \quad (2)$$

Выражения (1) и (2) можно получить после серии расчетов теплового состояния и НДС исследуемой детали.

Расчетное определение повреждаемости лопаток ГТУ. Для оценки повреждаемости лопаток ГТУ в эксплуатации сначала необходимо определить термонапряженное состояние. Это можно сделать по аналитическим методикам или с использованием 3D-моделирования методом конечных элементов. В последнем случае при построении твердотельной модели могут быть использованы номинальные размеры (в соответствии с чертежом) лопаток или размеры с учетом рассеяния геометрических размеров в пределах допусков.

После построения твердотельной модели лопатки генерируют конечно-элементную модель. Расчеты НДС лопаток можно выполнить с учетом пластичности и ползучести. В зависимости от постановки задачи можно учесть кон-

тактное взаимодействие между лопаткой и диском, а также анизотропию характеристик материала лопатки.

Оценку повреждаемости лопаток ГТУ в условиях эксплуатации проводят для характерных зон, которые ограничивают ресурс. Характерные зоны для анализа в лопатке выбирают исходя из распределения расчетной повреждаемости (путем сравнения зон с максимальными значениями), опыта эксплуатации ГТД (в том числе прототипа) и конструктивных особенностей детали.

Температуру в узле характерной зоны лопатки на i -м временном участке вычисляют на основе предположения о постоянстве глубины охлаждения θ в каждой точке лопатки по следующим формулам:

$$\begin{aligned} T_{i\pi} &= T_{i\tau}^{\max} - \theta(T_{i\tau}^{\max} - T_{i\kappa}^{\max}); \\ \theta &= \frac{T_{\tau 0} - T_{\pi 0}}{T_{\tau 0} - T_{\kappa 0}}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $T_{\pi 0}$ — температура в узле характерной зоны, рассчитанная при температурах газа за компрессором $T_{\kappa 0}$ и турбиной $T_{\tau 0}$, определенных с использованием термодинамической модели в максимальном режиме.

Эквивалентные напряжения σ_i в узле характерной зоны находят путем расчета НДС лопатки. Параметр Ларсона — Миллера P_{LM} определяют по кривой длительной прочности для материала лопатки $P_{LM} = f(\sigma_i)$ (рис. 2). После чего вычисляют предполагаемое время до разрушения при работе с параметрами цикла на i -м временном участке

$$t_{ri}(\sigma_i) = 10^{\left(\frac{P_{LM}}{T_{i\pi} + 273} - C\right)},$$

где C — константа материала (для конструктивных материалов часто принимаемая равной 20).

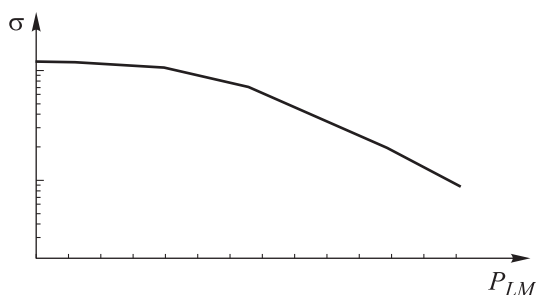


Рис. 2. Кривая Ларсона — Миллера для материала лопатки

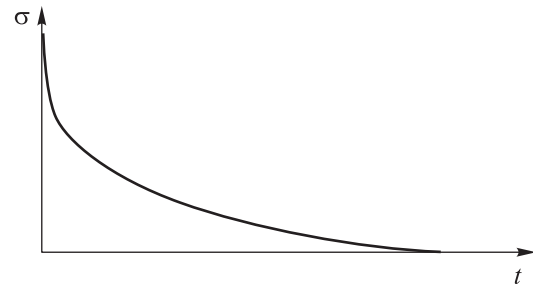


Рис. 3. Типичная кривая релаксации напряжений при работе в одном режиме

Повреждаемость на i -м временном участке в узле характерной зоны лопатки

$$\Delta\Pi_{n\tau i} = \frac{\tau_i}{t_{ri}}$$

Исходя из гипотезы о линейном суммировании повреждаемости для n -го полета/запуска

$$\Delta\Pi_{n\tau} = \sum_{i=1}^I \Delta\Pi_{n\tau i}. \quad (4)$$

Следует отметить, что зачастую расчет повреждаемости выполняют без учета нелинейностей. При этом в процессе работы на каждом выделенном участке вследствие ползучести происходит перераспределение и релаксация напряжений в лопатках турбин (рис. 3).

В таком случае для корректировки повреждаемости $\Delta\Pi_{n\tau i}$ из соотношения (4) следует использовать формулу

$$\Delta\Pi_{n\tau i} = \int_{t_i}^{t_i + \tau_i} \frac{dt}{t_{ri}(t)}, \quad (5)$$

где $t_{ri}(t)$ — время до разрушения при текущих температуре $T_{i\pi}$ и эквивалентных напряжениях σ_i в узле лопатки в момент времени t .

Так как кривая релаксации является результатом серии расчетов, интегрирование (5) выполняют численно.

Модели поведения материала лопатки при продолжительном статическом нагружении.

Соответствие результата конечно-элементного расчета НДС лопатки турбины действительному НДС зависит от выбора модели поведения материала. Ползучестью материала называют возрастание деформаций ϵ_{cr} с течением времени при постоянном нагружении. Кривые ползучести $\epsilon_{cr} = f(t)$ обычно получают при испытаниях гладких цилиндрических образцов в условиях постоянной растягивающей нагрузки P и температуры T .

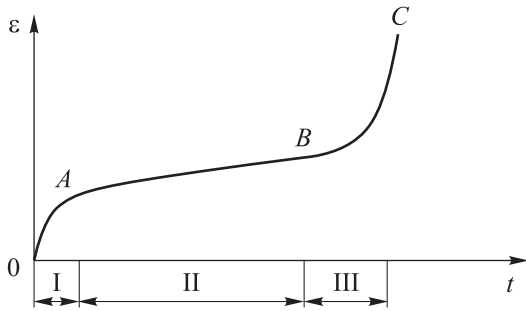


Рис. 4. Кривая ползучести с выделенными стадиями: I, II и III — стадии неустановившейся, установившейся и ускоренной ползучести соответственно

Для описания процессов деформирования, при которых проявляется ползучесть, наиболее часто применяют зависимости двух видов:

- изохронные кривые;
- уравнения ползучести, связывающие деформацию ϵ_{cr} или скорость изменения деформаций ползучести $\dot{\nu}_{cr}$ с эквивалентными напряжениями, продолжительностью нагружения и температурой.

В основу метода определения кинетики НДС лопаток с помощью изохронных кривых положены гипотеза о подобии кривых упругопластического деформирования и зависимости напряжений от деформации $\sigma = f(\epsilon)$ в области ползучести при постоянных температуре ($T = \text{const}$) и времени нагружения ($t = \text{const}$).

При выборе уравнения ползучести для расчетов следует руководствоваться видом экспериментальных кривых ползучести и учитывать ее стадию ползучести (рис. 4), которая будет реализована в характерных зонах [19, 20]. Точки A и B соответствуют границам перехода от неустановившейся ползучести к установившейся и от установившейся к ускоренной ползучести соответственно. Точка C (рис. 4) соответствует моменту разрушения образца.

Для расчетов использована модель модифицированного упрочнения во времени, описывающая стадии неустановившейся и установившейся ползучести:

$$\epsilon_{cr} = C_1 \sigma^{C_2} t^{C_3} e^{-C_4/T}, \quad (6)$$

где $C_1 \dots C_4$ — параметры материала, подлежащие определению по экспериментальным кривым ползучести.

Метод корректировки кривой длительной прочности в эксплуатации лопатки ГТУ. Для повышения точности оценки повреждаемости лопаток предлагается метод корректировки ис-

ходной кривой длительной прочности (кривой Ларсона — Миллера) на основе результатов испытаний контрольных образцов, вырезанных из лопаток во время периодических ремонтных работ.

Альтернативный вариант — использование связи между твердостью и прочностью материала лопатки. В самом простом случае эта зависимость имеет вид

$$\sigma_b = k \text{НВ},$$

где σ_b — предел прочности материала; k — коэффициент пропорциональности (например, для высокопрочных сталей $k = 0,33$); НВ — твердость по Бринеллю.

Предполагается, что кратковременный предел прочности контрольных образцов (деталей) σ_b^k после определенного времени эксплуатации будет равен пределу длительной прочности σ_{dl}^k для этого времени эксплуатации. Следовательно, значения кратковременной прочности контрольных образцов после разной продолжительности эксплуатации (t_1, t_2, \dots), будут ложиться на кривую длительной прочности $\sigma_{dl}^k(t)$, т. е. кривую Ларсона — Миллера (рис. 5).

Для корректировки исходной кривой длительной прочности, заложенной в расчет повреждаемости лопатки, предлагается смещать ее по оси ординат (логарифм от предела длительной прочности) на величину Δ , соответствующую разнице между логарифмами пределов длительной прочности стандартного образца и контрольного, вырезанного из лопатки (рис. 6). Параметр Ларсона — Миллера P_{LM} следует определять с учетом реальных значений времени эксплуатации и температуры лопатки.

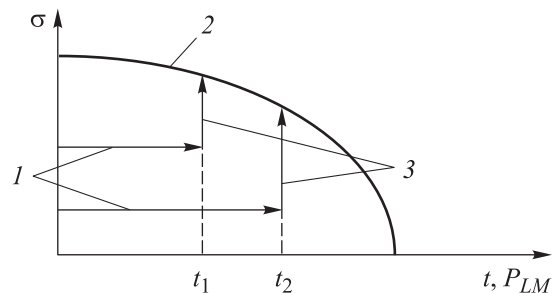


Рис. 5. Экспериментальное построение кривой длительной прочности для контрольных образцов: 1 — эксплуатация детали; 2 — кривая Ларсона — Миллера для детали $\sigma_{dl}^k(t)$; 3 — остановка эксплуатации, вырезка из детали образца, проведение испытаний для получения предела прочности σ_b^k при определенном времени эксплуатации t_i

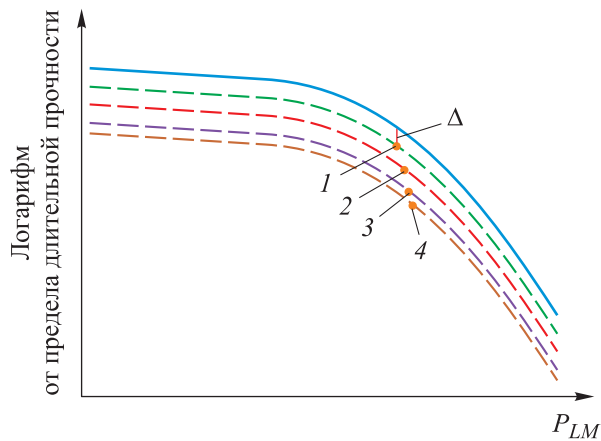


Рис. 6. Результаты корректировки исходной кривой Ларсона — Миллера (—) через 5000 (---), 10 000 (- -), 15 000 (- · -) и 20 000 ч (- - -) эксплуатации

Значение накопленной повреждаемости лопатки турбины (формула (4)) уточняют после корректировки кривой длительной прочности. Процедуру выполняют с некоторой периодичностью в течение всей эксплуатации. В качестве примера на рис. 6 отмечены значения прочности контрольных образцов после 5000, 10 000, 15 000, 20 000 ч эксплуатации и проведены корректировки исходной кривой длительной прочности (точки 1, 2, 3, 4 соответственно).

Построение модели накопления повреждаемости для лопатки ГТУ. В качестве примера рассмотрена лопатка второй ступени ТВД ГТУ, изготовленная из жаропрочного никелевого сплава. Поле температуры в лопатке второй ступени ТВД при максимальном режиме показано на рис. 7.

Автоматизированный расчет теплового состояния лопатки второй ступени ТВД ГТУ для других режимов проводили исходя из предположения о постоянстве глубины охлаждения в каждой точке лопатки (формула (3)).

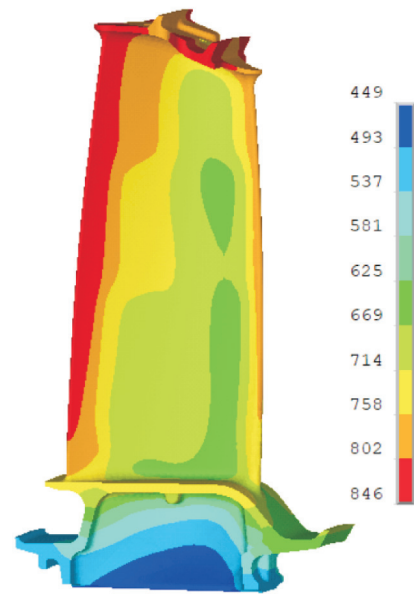


Рис. 7. Поле температуры, °С, в лопатке второй ступени ТВД при максимальном режиме

Расчет НДС лопатки выполняли с учетом ползучести. Значения коэффициентов модели ползучести модифицированного упрочнения по времени (формула (6)) для лопатки из жаропрочного никелевого сплава приведены в табл. 1.

После расчета НДС лопатки с учетом ползучести выделены четыре наиболее нагруженные характерные зоны (рис. 8). В качестве примера далее рассмотрена наиболее нагруженная характерная зона № 1.

Лопатка установлена на ГТУ, которая работает только в максимальном режиме с мощностью \hat{N}_e . Температура воздуха снаружи ГТУ постоянно меняется в связи с климатическими условиями в месте установки ТВД. Было принято решение разделить каждый запуск на участки продолжительностью $\tau_i = 3$ ч, так как за это время температуру воздуха на входе

Таблица 1

Значения коэффициентов модели ползучести модифицированного упрочнения по времени для материала лопатки

$T, ^\circ\text{C}$	C_1	C_2	C_3	C_4
650	$1,390 \cdot 10^{-22}$	20,21	1,25	92 000
700	$2,671 \cdot 10^{-21}$	21,10	0,68	97 000
800	$4,892 \cdot 10^{-21}$	10,03	1,60	35 000
900	$2,399 \cdot 10^{-20}$	9,12	1,55	25 000
1000	$1,177 \cdot 10^{-19}$	6,46	1,20	1

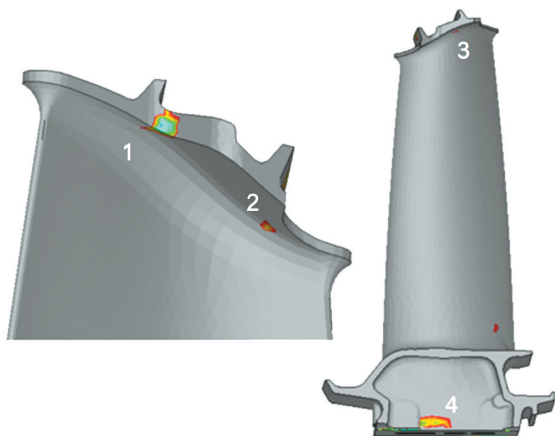


Рис. 8. Модели наиболее нагруженных характерных зон лопатки

в ТВД можно считать постоянной, а режим на участке — неизменным.

Для предварительно выбранного узла характерной зоны (для которого повреждаемость оказалась наибольшей в максимальном режиме при температуре внешней среды 20 °С) в результате расчета НДС получены кривые релаксации для различных значений входных параметров термодинамической модели. Входные параметры варьировали в следующих диапазонах: безразмерную относительную мощность $\tilde{N}_e = N_e / \hat{N}_e = 0,625 \dots 1,000$, температуру воздуха на входе в ТВД $T_n = -50 \dots 45$ °С. Выполнено 140 расчетов при различных температурных полях и частотах вращения, что позволило охватить весь диапазон изменения параметров в процессе эксплуатации.

После проведения серии расчетов по кривым релаксации построены таблицы со значе-

ниями накопленных повреждаемостей в лопатке ГТУ при работе в течение трех часов.

Анализ полученных данных позволил сделать вывод, что зависимость логарифма повреждаемости от температуры воздуха на входе в ТВД T_n и мощности ГТУ N_e является степенной полиномиальной:

$$\lg \Pi(T_n, N_e) = P_n(T_n, N_e), \tag{7}$$

где $P_n(T_n, N_e)$ — полином n -й степени от переменных T_n и N_e .

Неизвестные коэффициенты полинома оценивали методом наименьших квадратов. Наибольший коэффициент детерминации получен для полинома четвертой степени.

Из формулы (7) можно выразить повреждаемость

$$\Pi(T_n, N_e) = 10^{P_n(T_n, N_e)}. \tag{8}$$

Полученные результаты расчетов повреждаемости и аппроксимации выражения (8) для выбранного узла характерной зоны приведены на рис. 9, а и б, а также на рис. 10, а и б для относительных мощностей $\tilde{N}_e = 0,625$ и $1,000$ соответственно.

По формуле (8) можно быстро найти значения повреждаемости на каждом запуске. Относительная погрешность при аппроксимации полиномом четвертой степени расчетных значений повреждаемости не превышает 20 %.

Аналогичным образом построены поверхности для второй, третьей и четвертой критических зон, и получены зависимости повреждаемости $\Pi = f(T_n, \tilde{N}_e)$.

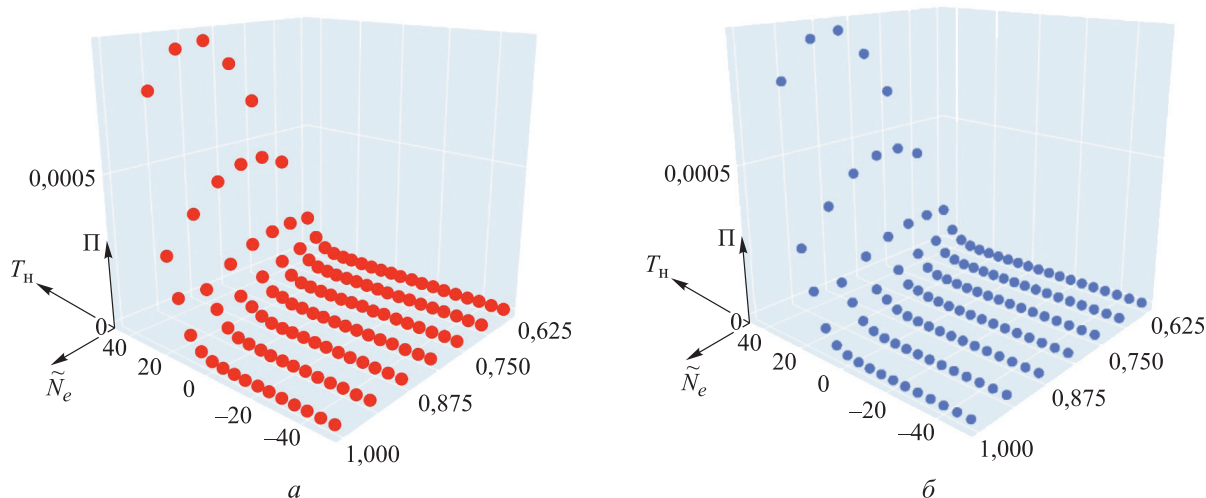


Рис. 9. Расчетные (а) и аппроксимирующие (б) зависимости повреждаемости Π от относительной мощности ГТУ \tilde{N}_e и температуры воздуха на входе в ТВД T_n для выбранного узла характерной зоны

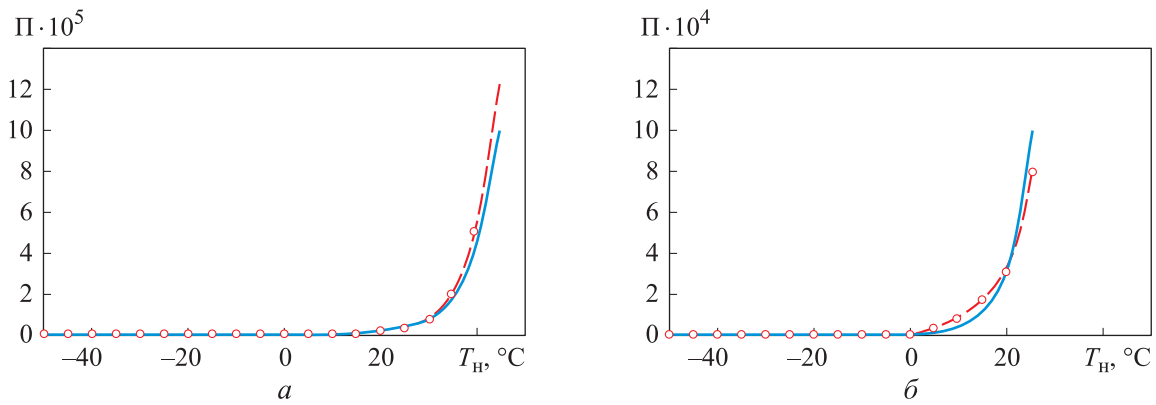


Рис. 10. Расчетные (○) и аппроксимирующие (—) зависимости повреждаемости Π от температуры воздуха на входе в ТВД T_n при относительной мощности ГТУ $\tilde{N}_e = 0,625$ (а) и $1,000$ (б)

Для всех рассмотренных узлов накопленную за три часа повреждаемость можно представить как функцию безразмерных величин $\tilde{T}_n = T_n/45$ и \tilde{N}_e :

$$\lg \Pi(\tilde{T}_n, \tilde{N}_e) = D_0 + D_1 \tilde{T}_n + D_2 \tilde{N}_e + D_3 \tilde{T}_n^2 + D_4 \tilde{T}_n \tilde{N}_e + D_5 \tilde{N}_e^2 + D_6 \tilde{T}_n^3 + D_7 \tilde{T}_n^2 \tilde{N}_e + D_8 \tilde{T}_n \tilde{N}_e^2 + D_9 \tilde{N}_e^3 + D_{10} \tilde{T}_n^4 + D_{11} \tilde{T}_n^3 \tilde{N}_e + D_{12} \tilde{T}_n^2 \tilde{N}_e^2 + D_{13} \tilde{T}_n \tilde{N}_e^3 + D_{14} \tilde{N}_e^4, \quad (9)$$

где D_k — коэффициенты ($k=0..14$) для всех критических зон лопатки, значения которых приведены в табл. 2.

Виртуальная эксплуатация лопатки ГТУ. Проведена виртуальная эксплуатация ТВД в разных температурных условиях с использованием температуры воздуха в Москве и Краснодаре с 1 января 2015 г. по 14 апреля 2017 г. Время эксплуатации составило 20 000 ч, что соответствует ресурсу рассматриваемой модели ТВД. Учитывалось, что каждые 2500 ч проводится техническое обслуживание (ТО), во время которого установка не работает один день, а каждые 5000 ч — ТО, во время которого установка не работает семь дней.

Таблица 2

Значения коэффициентов полинома (9) для характерных зон с максимальной повреждаемостью на максимальном режиме

Коэффициент	Значение для номера характерной зоны			
	1	2	3	4
D_0	$-9,95 \cdot 10^0$	$-2,85 \cdot 10^1$	$-1,88 \cdot 10^1$	$-3,05 \cdot 10^1$
D_1	$8,35 \cdot 10^0$	$4,84 \cdot 10^0$	$3,36 \cdot 10^0$	$9,96 \cdot 10^0$
D_2	$-7,65 \cdot 10^0$	$7,02 \cdot 10^1$	$2,34 \cdot 10^1$	$3,91 \cdot 10^1$
D_3	$-4,82 \cdot 10^{-1}$	$-7,73 \cdot 10^{-1}$	$-1,06 \cdot 10^0$	$-9,87 \cdot 10^{-1}$
D_4	$-1,52 \cdot 10^1$	$1,81 \cdot 10^0$	$6,41 \cdot 10^0$	$-7,08 \cdot 10^0$
D_5	$3,96 \cdot 10^1$	$-9,95 \cdot 10^1$	$-1,05 \cdot 10^1$	$-3,72 \cdot 10^1$
D_6	$6,76 \cdot 10^{-1}$	$4,25 \cdot 10^{-1}$	$5,95 \cdot 10^{-1}$	$4,94 \cdot 10^{-1}$
D_7	$-1,25 \cdot 10^0$	$1,47 \cdot 10^0$	$2,59 \cdot 10^0$	$3,91 \cdot 10^{-1}$
D_8	$1,31 \cdot 10^1$	$-4,57 \cdot 10^0$	$-9,62 \cdot 10^0$	$5,82 \cdot 10^0$
D_9	$-4,19 \cdot 10^1$	$7,18 \cdot 10^1$	$-3,33 \cdot 10^0$	$2,07 \cdot 10^1$
D_{10}	$-4,20 \cdot 10^{-1}$	$-2,34 \cdot 10^{-1}$	$-2,65 \cdot 10^{-1}$	$-1,76 \cdot 10^{-1}$
D_{11}	$6,19 \cdot 10^{-2}$	$-7,73 \cdot 10^{-1}$	$-1,08 \cdot 10^0$	$-5,05 \cdot 10^{-1}$
D_{12}	$2,45 \cdot 10^0$	$-2,11 \cdot 10^0$	$-3,24 \cdot 10^0$	$-5,99 \cdot 10^{-1}$
D_{13}	$-3,03 \cdot 10^0$	$1,46 \cdot 10^0$	$3,02 \cdot 10^0$	$-1,70 \cdot 10^0$
D_{14}	$1,48 \cdot 10^1$	$-2,03 \cdot 10^{14}$	$3,21 \cdot 10^{14}$	$-5,18 \cdot 10^0$

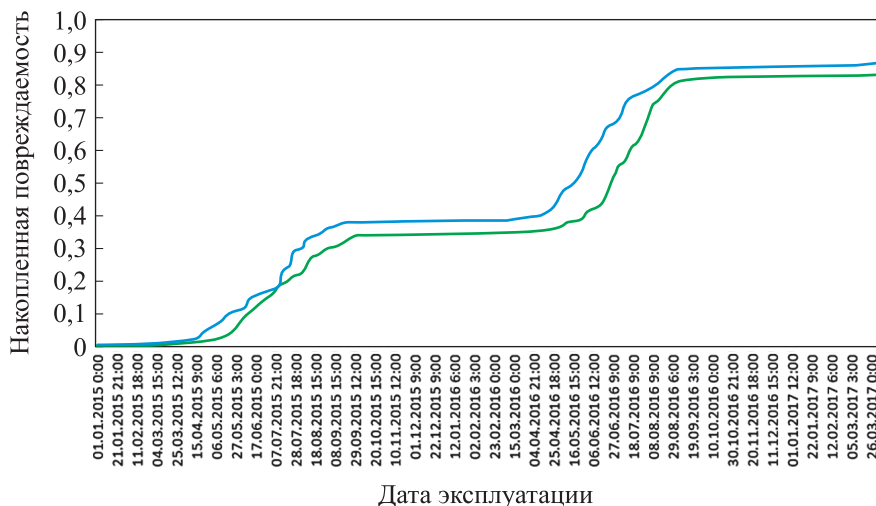


Рис. 11. Изменение во времени накопленной повреждаемости в узле характерной зоны № 1 при виртуальной эксплуатации ТВД в температурных условиях Москвы (—) и Краснодара (—)

Изменение во времени накопленной повреждаемости в узле характерной зоны № 1, рассчитанное при виртуальной эксплуатации ТВД в температурных условиях Москвы и Краснодара для максимальной мощности ГТУ, показано на рис. 11.

В Москве среднегодовая температура составляет 5,8 °С, в Краснодаре — 13,3 °С. Сравнение результатов виртуальной эксплуатации ТВД в Москве и Краснодаре показывает, что в теплом климате повреждаемость накапливается быстрее, чем в умеренной климатической зоне. Это оказалось справедливым для всех характерных зон лопатки.

Исчерпание ресурса лопатки в самой высоконагруженной характерной зоне № 1 за 20 000 ч в Москве и Краснодаре составило 84 и 87 % соответственно. Остальные зоны лопатки не исчерпали ресурс даже на 5 %.

Выводы

1. Предложен метод учета накопленной повреждаемости лопаток ГТУ от длительных статических нагрузок в эксплуатации в реальном времени. В основу метода положены зависимости повреждаемости лопаток ГТУ от температуры на входе в ГТД и мощности. Для формирования этой зависимости использована тер-

модинамическая модель ГТУ и проведена аппроксимация данных термопрочностных расчетов во всем диапазоне изменения параметров работы ГТУ. Термопрочностные расчеты выполнены с учетом эффекта ползучести материала лопаток ГТУ.

2. Особенностью предложенного метода является возможность корректировки кривой длительной прочности на основе экспериментальных данных по изменению твердости лопаток, либо на основе результатов испытаний контрольных образцов, вырезанных из лопаток во время периодических ремонтных работ. Это позволяет уточнять значение накопленной повреждаемости лопаток ГТУ при продолжительной эксплуатации.

3. С использованием предложенного метода проведена виртуальная эксплуатация ГТУ при максимальной мощности, температурах на входе в ТВД, соответствующих температурам в Москве и Краснодаре с 1 января 2015 г. по 14 апреля 2017 г. Исчерпание ресурса за 20 000 ч в самой высоконагруженной характерной зоне лопатки составило 84 и 87 % при погодных условиях, соответствующих Москве и Краснодару. Установлено, что при работе ГТУ в теплом климате повреждаемость лопаток накапливается быстрее, чем в умеренной климатической зоне.

Литература

- [1] Великанова Н.П., Великанов П.Г., Киселев А.С. Влияние атмосферных условий эксплуатации на долговечность дисков турбин авиационных ГТД. *Авиационно-космическая техника и технология*, 2013, № 9, с. 150–154.

- [2] Великанова Н.П., Закиев Ф.К. Сравнительный анализ прочностной надежности рабочих лопаток турбин авиационных ГТД большого ресурса. *Вісник двигунобудування*, 2006, № 3, с. 80–84.
- [3] Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Демьянушко И.В. *Термопрочность деталей машин*. Москва, Машиностроение, 1975. 455 с.
- [4] Бондарь В.С., ред. *Ресурс материалов и конструкций*. Москва, Московский Политех, 2019. 190 с.
- [5] Колотников М.Е. *Предельные состояния деталей и прогнозирование ресурса газотурбинных двигателей в условиях многокомпонентного нагружения*. Рыбинск, РГАТА, 2003. 134 с.
- [6] Федорченко Д.Г. Разработка методов оценки ресурса деталей авиационного ГТД в условиях многокомпонентного нагружения. *Известия Самарского научного центра РАН*, 2013, № 6, с. 148–154.
- [7] Феодосьев В.И. *Сопrotивление материалов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. 592 с.
- [8] Васильев Б.Е. *Численное моделирование задач динамики и прочности деталей газотурбинных установок и двигателей*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 177 с.
- [9] Потапов С.Д. *Численное моделирование и экспериментальное исследование напряженности вращающихся элементов турбокомпрессоров*. Ч. 1. Пенза, Информ.-изд. центр ПензГУ, 2002. 236 с.
- [10] Тарасов Е.В., Балык В.М. *Методы проектирования летательных аппаратов*. Москва, Вузовская книга, 2011. 322 с.
- [11] Васильев Б.Е. Исследование влияния ползучести на длительную прочность при работе лопаток турбин на нескольких стационарных режимах. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, № 3, с. 78–87.
- [12] Федорченко Д.Г. Разработка методов и систем контроля исчерпания ресурса ГТД в эксплуатации. *Вестник УГАТУ*, 2015, № 1, с. 55–61.
- [13] Vasilyev B., Nikolaev S., Raevskiy M. et al. Residual life prediction of gas-engine turbine blades based on damage surrogate-assisted modeling. *Appl. Sci.*, 2020, vol. 10, no. 23, art. 8541, doi: <https://doi.org/10.3390/app10238541>
- [14] Гуревич О.С., ред. *Системы автоматического управления авиационными ГТД*. Москва, Торус пресс, 2011. 208 с.
- [15] *Программа для формирования функциональной модели учета накопления повреждаемости лопаток турбин («Повреждаемость онлайн»)*. Свид. о гос. рег. прог. для ЭВМ RU 20196643333. Заявл. 18.10.2019.
- [16] Pillai P., Kaushik A., Bhavikatti S. et al. A hybrid approach for fusing physics and data for failure prediction. *IJPHM*, 2016, vol. 7, no. 4, pp. 1–12, doi: <https://doi.org/10.36001/ijphm.2016.v7i4.2463>
- [17] Schluse M., Rossman J. From simulation to experimentable digital twins: simulation-based development and operation of complex technical systems. *IEEE ISSE*, 2016, p. 134, doi: <https://doi.org/10.1109/SysEng.2016.7753162>
- [18] Васильев Б.Е., Семенов А.В., Кинзбурский В.С. и др. *Способ оценки технического состояния лопаток турбины газотурбинного двигателя*. Патент РФ 2725299. Заявл. 29.01.2020, опубл. 30.06.2020.
- [19] Vasilyev B., Selivanov A. Numerical method of single-crystal turbine blade static strength estimation taking into account plasticity and creep effects. *Mater. Phys. Mech.*, 2019, vol. 42, no. 3, pp. 311–322, doi: http://dx.doi.org/10.18720/MPM.4232019_6
- [20] Сегерлинд Л. *Применение метода конечных элементов*. Москва, Мир, 1979. 392 с.

References

- [1] Velikanova N.P., Velikanov P.G., Kiselev A.S. Effect of atmospheric conditions for use durability of the turbine disk gas turbine engines. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Aerospace Technic and Technology], 2013, no. 9, pp. 150–154. (In Russ.).
- [2] Velikanova N.P., Zakiev F.K. Comparative analysis of strength reliability of turbine working blades of large-life aircraft GTE turbines. *Visnik dvigunobuduвання*, 2006, no. 3, pp. 80–84. (In Russ.).

- [3] Birger I.A., Shorr B.F., Demyanushko I.V. *Termoprochnost detaley mashin* [Thermoproofness of machine parts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975. 455 p. (In Russ.).
- [4] Bondar V.S., ed. *Resurs materialov i konstruksiy* [Resource of materials and constructions]. Moscow, Moskovskiy Politekhn Publ., 2019. 190 p. (In Russ.).
- [5] Kolotnikov M.E. *Predelnye sostoyaniya detaley i prognozirovaniye resursa gazoturbinnnykh dvigateley v usloviyakh mnogokomponentnogo nagruzheniya* [Limit states of parts and prediction of gas turbine engines resource under conditions of multicomponent loading]. Rybinsk, RGATA Publ., 2003. 134 p. (In Russ.).
- [6] Fedorchenko D.G. Development of methods to assess the resource details of aviation turbine engine under multicomponent loading. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN* [Izvestia RAS SamSC], 2013, no. 6, pp. 148–154. (In Russ.).
- [7] Feodosyev V.I. *Soprotivlenie materialov* [Strength of materials]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 1999. 592 p. (In Russ.).
- [8] Vasilyev B.E. *Chislennoe modelirovaniye zadach dinamiki i prochnosti detaley gazoturbinnnykh ustanovok i dvigateley* [Numerical modelling of problems of dynamics and strength of gas turbine and engine parts]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2018. 177 p. (In Russ.).
- [9] Potapov S.D. *Chislennoe modelirovaniye i eksperimentalnoye issledovaniye napryazhennosti vrashchayushchikhsya elementov turbokompressorov*. Ch. 1 [Numerical modelling and experimental investigation of the stresses of rotating elements of turbochargers. P. 1]. Penza, Inform.-izd. tsentr PenzGU, 2002. 236 p. (In Russ.).
- [10] Tarasov E.V., Balyk V.M. *Metody proektirovaniya letatelnykh apparatov* [Methods of designing of flying machines]. Moscow, Vuzovskaya kniga Publ., 2011. 322 p. (In Russ.).
- [11] Vasilyev B.E. Study of creeping effect on prolonged strength in operation of turbine blades at several stationary modes. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2011, no. 3, pp. 78–87. (In Russ.).
- [12] Fedorchenko D.G. Methods and development control systems resource depletion CCD of use. *Vestnik UGATU*, 2015, no. 1, pp. 55–61. (In Russ.).
- [13] Vasilyev B., Nikolaev S., Raevskiy M. et al. Residual life prediction of gas-engine turbine blades based on damage surrogate-assisted modeling. *Appl. Sci.*, 2020, vol. 10, no. 23, art. 8541, doi: <https://doi.org/10.3390/app10238541>
- [14] Gurevich O.S., ed. *Sistemy avtomaticheskogo upravleniya aviatsionnymi GTD* [Systems of automatic control of aviation GTE]. Moscow, Torus press Publ., 2011. 208 p. (In Russ.).
- [15] *Programma dlya formirovaniya funktsionalnoy modeli ucheta nakopleniya povrezhdaemosti lopatok turbin («Povrezhdaemost onlayn»)* [Program for formation of a functional model for accounting of damage accumulation of turbine blades ("Damage online")]. Software reg. certificate RU 2019664333Z. Appl. 18.10.2019. (In Russ.).
- [16] Pillai P., Kaushik A., Bhavikatti S. et al. A hybrid approach for fusing physics and data for failure prediction. *IJPHM*, 2016, vol. 7, no. 4, pp. 1–12, doi: <https://doi.org/10.36001/ijphm.2016.v7i4.2463>
- [17] Schluse M., Rossman J. From simulation to experimentable digital twins: simulation-based development and operation of complex technical systems. *IEEE ISSE*, 2016, p. 134, doi: <https://doi.org/10.1109/SysEng.2016.7753162>
- [18] Vasilyev B.E., Semenov A.V., Kinzburskiy V.S. et al. *Sposob otsenki tekhnicheskogo sostoyaniya lopatok turbiny gazoturbinnogo dvigatelya* [Method of estimating technical condition of turbine blades of a gas-turbine engine]. Patent RU 2725299. Appl. 29.01.2020, publ. 30.06.2020. (In Russ.).
- [19] Vasilyev B., Selivanov A. Numerical method of single-crystal turbine blade static strength estimation taking into account plasticity and creep effects. *Mater. Phys. Mech.*, 2019, vol. 42, no. 3, pp. 311–322, doi: http://dx.doi.org/10.18720/MPM.4232019_6
- [20] Segerlind L.J. *Applied finite element analysis*. Wiley, 1984. 411 p. (Russ. ed.: *Primeneniye metoda konechnykh elementov*. Moscow, Mir Publ., 1979. 392 p.)

Информация об авторах

САПРОНОВ Дмитрий Владимирович — начальник сектора. ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова»; доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: dvsapronov@ciam.ru).

ХУДЯКОВА Анастасия Дмитриевна — старший научный сотрудник. ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова»; доцент кафедры «Прикладная математика». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: adkhudyakova@ciam.ru).

СЕМЕНОВ Артем Васильевич — ведущий инженер. ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова»; ассистент кафедры «Газотурбинные двигатели и комбинированные установки». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: avsemenov@ciam.ru).

КОСОВСКИЙ Дмитрий Васильевич — инженер. ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: dvkosovskiy@ciam.ru).

СЕЛИВАНОВ Александр Николаевич — начальник сектора. ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: anselivanov@ciam.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Сапронов Д.В., Худякова А.Д., Семенов А.В., Косовский Д.В., Селиванов А.Н. Построение модели накопления повреждаемости лопаток турбин для учета длительной наработки в эксплуатации. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2024, № 11, с. 127–138.

Please cite this article in English as:

Sapronov D.V., Khudyakova A.D., Semenov A.V., Kosovsky D.V., Selivanov A.N. Constructing a turbine blade damage accumulation model for accounting the long-term operating time. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2024, no. 11, pp. 127–138.

Information about the authors

SAPRONOV Dmitry Vladimirovich — Head of Sector. Central Institute of Aviation Motors; Associate Professor, Rocket and Space Composite Design Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: dvsapronov@ciam.ru).

KHUDYAKOVA Anastasia Dmitrievna — Senior Researcher. Central Institute of Aviation Motors; Associate Professor, Department of Applied Mathematics. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: adkhudyakova@ciam.ru).

SEMENOV Artem Vasilievich — Lead Engineer. Central Institute of Aviation Motors; Assistant Professor, Department of Gas Turbine Power Plants and Combined Power Installations. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: avsemenov@ciam.ru).

KOSOVSKY Dmitrii Vasilevich — Engineer. Central Institute of Aviation Motors (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya, 2, e-mail: dvkosovskiy@ciam.ru).

SELIVANOV Aleksander Nicolaevich — Head of Sector. Central Institute of Aviation Motors (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya, 2, e-mail: anselivanov@ciam.ru).