

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЁЖНОСТИ РАБОЧИХ ЛОПАТОК АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПОМОЩЬЮ СТРУКТУРНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ТЕОРИИ ОТКАЗОВ

© 2016

А. И. Черняев старший преподаватель кафедры «Безопасность жизнедеятельности», Пермский национальный исследовательский политехнический университет, aichernyaev@yandex.ru

В. А. Трефилов доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Безопасность жизнедеятельности», Пермский национальный исследовательский политехнический университет, bg@pstu.ru

Целью представленной работы являлась разработка расчётной методики оценки надёжности, основанной на физических характеристиках исследуемого элемента. Для этого была использована структурно-энергетическая теория отказов, которая позволяет определить вероятность безотказной работы изделия при заданной нагрузке, а также оценить количество часов его наработки до разрушения, основываясь на информации о внутренних повреждениях в материале. Объектами исследования были приняты рабочие лопатки газотурбинного двигателя 1, 2 и 3 ступеней турбины, а также новые и ремонтные рабочие лопатки пятой ступени компрессора высокого давления. Для проведения неразрушающих испытаний был использован промышленный компьютерный томограф ХТН 450 LC. Разрушающие испытания были выполнены на электродинамических стендах типа ВЭДС-400 и ВЭДС-1500. По результатам проведённых разрушающих испытаний была рассчитана вероятность отказа для каждой отдельной исследуемой лопатки. Так же вероятность отказа была рассчитана с использованием результатов неразрушающего контроля и спрогнозирована долговечность лопаток при заданной нагрузке и вероятности безотказной работы 99,99%. Рассчитанные вероятности отказа на основе содержания внутренних дефектов в материале соответствуют значениям показателей надёжности, которые были получены в ходе разрушающих экспериментов. В свою очередь, сравнение полученных значений с уже существующими показателями надёжности, которые основаны на сборе статистической информации, показало значительное увеличение расчётной вероятности отказа. Более того, показатели надёжности, определённые с помощью статистических методик, задаются на отказ всех лопаток турбины или компрессора, а не на отдельные, как в случае с рассчитанными с помощью структурно-энергетической теории отказов. В результате проведённых исследований была создана компьютерная программа, основанная на статистической методике оценки показателя надёжности авиационного двигателя, учитывающая рассчитанные с помощью структурно-энергетической теории отказов показатели надёжности рабочих лопаток.

Газотурбинный двигатель; надёжность; вероятность отказа; долговечность; структурно-энергетическая теория отказов.

Цитирование: Черняев А.И., Трефилов В.А. Определение показателей надёжности рабочих лопаток авиационного двигателя с помощью структурно-энергетической теории отказов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 4. С. 174-183.
DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-174-183

В современных условиях при разработке, проектировании, создании, модернизации и обслуживании авиационных двигателей для оценки надёжности используются статистические методики расчёта. Для определения показателя надёжности производится сбор информации об отказных состояниях системы, после чего она структурируется и на основе интенсивностей отказов определяется показатель надёжности. Соответственно оценка надёжности отдельных механизмов и деталей также производится с использованием полученной ранее статистики.

Безусловно, использование статистических методик позволяет с некоторой точностью оценивать надёжность уже используемых конструкций авиационных двигателей, однако для вновь разрабатываемых двигателей, для которых отсутствует эксплуа-

тационная наработка, такая оценка не будет достоверной. В случаях создания, доработки и модернизации авиационных двигателей применяется оценка надёжности с помощью аналогов, уже используемых на предыдущих версиях конструкции. Однако полученные таким образом статистические данные относятся к различным генеральным совокупностям и, строго говоря, не могут использоваться для расчётов вследствие изменения внутренней структуры материалов элементов, режимов их работы, характера нагружения и недостаточной экспериментальной наработки.

Более того, при статистической оценке надёжности конструктором задаются запасы прочности, то есть возможное отказное состояние системы определяется исходя из соображений одного или группы экспертов, внося возможную ошибку вследствие наличия человеческого фактора.

При использовании статистических методик расчета надёжности во многих случаях невозможно объяснить причины отказов, особенно в начальный период эксплуатации. Очевидно, что в этих случаях всё же необходимо принимать во внимание физические процессы, протекающие в материале элементов.

Таким образом, для более точной оценки надёжности авиационных двигателей необходима разработка методики, которая бы позволяла, основываясь на физических факторах, прогнозировать вероятность отказа и долговечность отдельных элементов и механизмов конструкции.

Главным негативным фактором, снижающим долговечность элементов, являются внутренние дефекты материала, основная часть которых возникает вследствие несовершенства технологии производства. В этой связи необходимо в первую очередь оценивать существующие дефекты материала до начала эксплуатации.

Так как абсолютно идеальных характеристик, таких как однородность материала, качество литья и отсутствие примесей на производстве, добиться исключительно трудно и поэтому изготовление бездефектных материалов нецелесообразно из соотношения цена – качество, то существуют определённые допуски на размеры и содержание внутренних дефектов и повреждений. Внутренние трещины, поры, дислокации и несплошности не только увеличивают износ материала, но и при некотором стечении обстоятельств могут привести к отказу конструкции, разрушению или аварии.

По скорости развития эксплуатационные дефекты делят на две категории: быстро развивающиеся, которые вызывают внезапные отказы, и медленно развивающиеся. К первой категории относятся труднопрогнозируемые отказы, которые являются следствием производственных технологических дефектов или разрушения под действием мгновенно возникающей нагрузки, превышающей предел прочности элементов. Ко второй категории относятся неисправности, возникновение и развитие которых может быть зарегистрировано, спрогнозировано и проконтролировано до их критического уровня [1]. В свою очередь, отрицательные последствия от механических повреждений не ограничиваются повреждениями деталей. Любое повреждение приведёт к потере мощности и нарушениям в работе других механизмов. В случае, если бы производитель мог точно оценить состояние деталей на момент производства и на этой основе ресурс их работы, то стало бы возможным уменьшить количество отказов как первой, так и второй категории, тем самым увеличивая долговечность двигателя, а после ремонта продлять его работу на более длительный срок.

В газотурбинных двигателях наиболее сильному износу подвержены лопатки компрессоров, турбинные лопатки, статорные детали и т. д. В настоящее время назначаемый производителем ресурс работы до ремонта двигателя, основанный на сборе статистической информации о происходящих отказах, определяется от 25 тысяч часов, после чего, оценивая его техническое состояние, двигатель может работать до 50 тысяч часов [2].

В случае более точной оценки удалось бы прогнозировать износ деталей и планировать их ремонт, что в большинстве случаев является более выгодным, чем производство и замена новыми.

Авиационный двигатель состоит из нескольких ступеней компрессорных и турбинных лопаток, которые отличаются друг от друга по размеру, сечению, материалу, наличию или отсутствию охлаждающих каналов, а следовательно и по воспринимаемым нагрузкам. Но в случае использования статистических методик при определении надёжности нижним уровнем является отказ всех рабочих или направляющих лопаток одного из компрессоров или турбины. В соответствии с теорией вероятности использование интенсивностей отказов возможно только в случае однородности выборки. Этот факт демонстрирует ошибку при использовании интенсивностей отказов при оценке надёжности компрессорных и турбинных лопаток.

Поэтому была поставлена задача рассчитать надёжность деталей с помощью вероятности отказа, основываясь на наличии в элементах внутренних повреждений. Для выполнения поставленной задачи была использована структурно-энергетическая теория отказов, которая позволяет оценивать долговечность материала по результатам неразрушающего контроля. Методика основана на обнаружении и подсчёте внутренних пор, микровключений, дислокаций и т. д. материала и последующем расчёте его долговечности.

Использование структурно-энергетической теории отказов следует проводить в первую очередь для расчета надёжности рабочих турбинных лопаток, а также рабочих лопаток компрессоров высокого давления (КВД) и компрессоров низкого давления (КНД). Несмотря на возможность разрушения вследствие дефекта сопловых турбинных лопаток и статорных в компрессорах, использование структурно-энергетической теории отказов в их отношении нецелесообразно, так как предельные нагрузки, воспринимаемые ими, связаны в большей степени с температурным воздействием, чем с механическими напряжениями. В этой связи для проведения экспериментов и расчётов были выбраны исключительно рабочие турбинные и компрессорные лопатки. Были подготовлены рабочие лопатки газотурбинного двигателя первой (сплав ЖС-26-ВИ), второй (сплав ЖС32-ВИ) и третьей (сплав ЧС70-ВИ) ступеней турбин, а также новые (материал ВТ-8) и ремонтные рабочие лопатки, восстановленные с помощью лазерной наплавки титановым порошком ВТ-6, пятой ступени компрессора высокого давления. Конструкция рабочих турбинных лопаток первой и второй ступеней предусматривает наличие охлаждающих каналов. Неразрушающие исследования были выполнены на промышленном компьютерном томографе ХТН 450 LC.

Они показали наличие более крупных, чем это допускается, внутренних дефектов.

Во всех исследуемых лопатках, имеющих систему охлаждения, были определены отклонения в размерах охлаждающих каналов.

Примеры получаемых с помощью томографии результатов представлены на рис. 1–5, результаты оценки объёма чувствительных структур приведены в табл. 1. На рис. 1–3: ТВД – турбина высокого давления; СТ – свободная турбина.

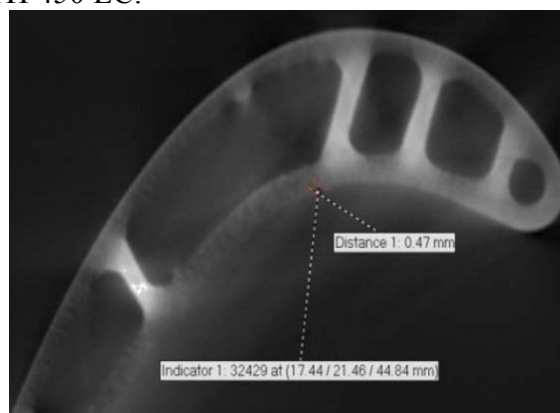


Рис. 1. Неразрушающие исследования рабочих лопаток первой ступени ТВД из сплава ЖС26-ВИ

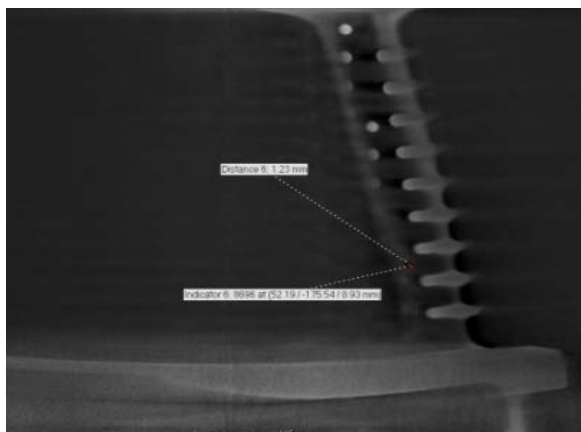


Рис. 2. Неразрушающие исследования рабочих лопаток второй ступени ТВД из сплава ЖС32-ВИ

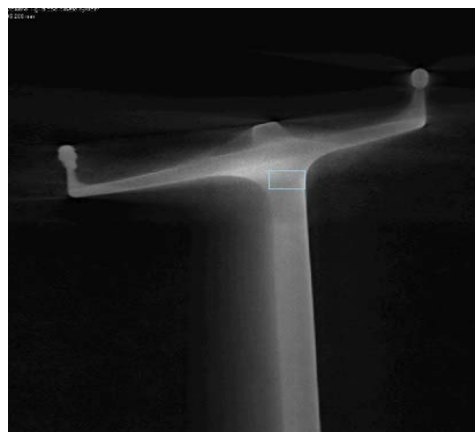


Рис. 3. Неразрушающие исследования рабочих лопаток третьей ступени СТ из сплава ЧС70-ВИ

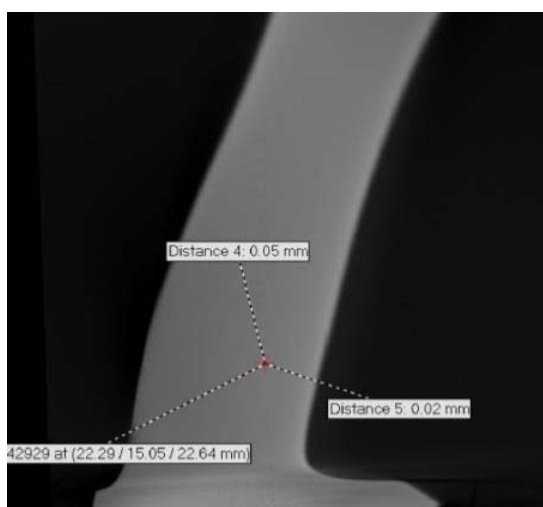


Рис. 4. Неразрушающие исследования рабочих лопаток пятой ступени КВД из титана марки ВТ8

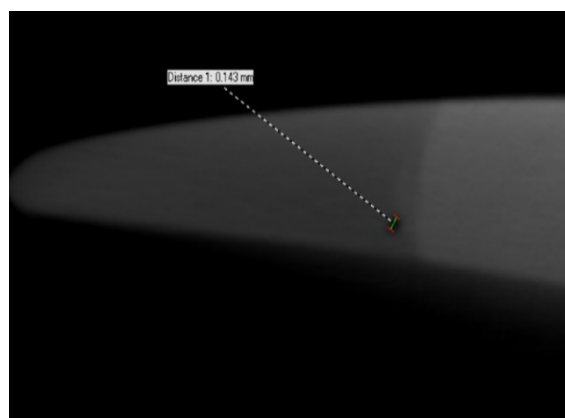


Рис. 5. Неразрушающие исследования рабочих лопаток пятой ступени КВД из титана марки ВТ8, восстановленных наплавкой титановым порошком ВТ6

Таблица 1. Результаты оценки объёма чувствительных структур с помощью томографии, мм³

№ лопатки	1-я ступень ТВД, сплав ЖС26-ВИ	2-я ступень ТВД, сплав ЖС32-ВИ	3-я ступень СТ, сплав ЧС70-ВИ	5-я ступень КВД, ВТ-8	Восстановленная 5-я ступень КВД, ВТ-8
1	0,7076	0,96	1,398	0,0412	0,1023
2	1,921	1,2091	0,456	0,0527	0,0937
3	2,146	0,582	0,887	0,0531	0,125
4	2,234	1,483	1,414	0,0443	0,0989
5	1,513	1,739	0,663	0,0419	0,141
6	1,256	1,988	0,579	0,0611	0,1013
7	1,3053	1,724	0,834	0,0417	0,0986
8	1,215	1,646	0,655	0,0437	0,0945
9	1,446	1,599	0,711	0,0418	0,1073
10	1,461	0,882	1,0842	0,0426	0,1017
11	1,493	1,216	1,117	0,0423	0,1025
12	0,783	0,863	1,178	0,0547	0,0962
13	0,942	0,776	1,191	0,0438	0,0957
14	0,854	1,868	1,147	0,05023	0,0988
15	1,0463	0,768	1,158	0,0512	0,122
Объём тела лопатки, мм ³	23695.2	27074.28	52527.74	5154.64	5154.64

Для реализации на практике структурно-энергетической теории отказов было определено время наработки исследуемых лопаток до разрушения при заданной нагрузке. Разрушающие испытания лопаток проводились на электродинамических вибростендах типа ВЭДС-400 и ВЭДС-1500 по первой изгибной форме колебаний при комнатной температуре (20°C). Перед испытаниями лопатки препарировались тензорезисторами, по которым задавался и контролировался уровень переменных напряжений. Настройка и тарировка тензоаппаратуры проводилась при помощи камертонно-тарировочного устройства КТУ-1.

Титановые лопатки испытывались на базе 10^8 циклов, остальные – на базе $2 \cdot 10^7$ циклов, что равняется примерно 28000 и 5600 часов. Нагрузки во время испытаний приведены в табл. 2. Результаты наработки до разрушения испытываемых лопаток представлены в табл. 3.

Таблица 2. Значения нагрузок на лопатки во время испытаний

Тип лопатки	Нагрузки кгс/мм ²
1-я рабочая ступень ТВД сплав ЖС26-ВИ	18,5
2-я рабочая ступень ТВД сплав ЖС32-ВИ	22
3-я рабочая ступень СТ сплав ЧС70-ВИ	16
5-я рабочая ступень КВД ВТ-8	61,5
Восстановленная порошком ВТ-6 5 рабочая ступень КВД ВТ-8	61,5

Таблица 3. Нарботка лопаток до разрушения при заданных нагрузках

№ лопатки	Нарботка до разрушения, ч				
	1-я рабочая ступень ТВД	2-я рабочая ступень ТВД	3-я рабочая ступень СТ	5-я рабочая ступень КВД	Восстановленная 5-я рабочая ступень КВД
1	5254,8	4838,9	2641,7	20533,3	1616,7
2	1108,3	2777,8	3963,9	8138,9	8786,1
3	963,9	5444,5	3983,4	9652,2	436,1
4	763,8	2183,4	1628,6	11111,1	8227,8
5	1111,1	2105,6	3986,1	15130,6	60,6
6	1750	1965,6	3697,2	172,2	8714,4
7	1666,7	2100	3619,5	15930,6	9025
8	5555,7	2073,6	3158,3	13888,9	10727,8
9	4222,3	2349,5	3061,1	21516,1	7950
10	3194,5	5039,2	2988,9	11000	3469,4
11	3916,7	2537,5	2497,2	20791,7	1954,5
12	5176,3	2752,3	1138,9	1957,6	9538,7
13	5475,4	3978,5	3852,8	11100	8367,3
14	5447,2	1503,7	3933,3	3444,4	7448,5
15	5333,8	5138,9	3369,5	6713,9	87,5

Несомненно, восстановленные лопатки в процессе эксплуатации подвергаются меньшим нагрузкам, чем новые, тем не менее для наглядности экспериментов и расчётов для них были приняты одинаковые режимы испытаний и работы.

Как видно из проведённых испытаний, наработка разных лопаток может значительно отличаться, несмотря на одинаковые нагрузки, материалы, геометрию и способ изготовления. Более того, лопатки, которые ещё не были в эксплуатации, выдерживают нагрузку в течение более длительного времени, чем та же нагрузку выдерживают однотипные, но восстановленные лопатки. Так как все эксперименты проводились при одинаковых внешних условиях, то полученные результаты возможно объяснить только различием внутренней структуры материалов, а именно различным содержанием внут-

ренных дефектов и наличием внутренних отклонений. Поэтому можно сделать вывод, что состояние материала исследуемых элементов является параметром, который при оценке надёжности необходимо учитывать в первую очередь.

Итак, для расчётов показателей надёжности была использована структурно-энергетическая теория отказов, возможность построения которой вытекает из физической природы отказов [3]. Как известно, твёрдые тела, находящиеся под воздействием внешних или внутренних источников энергии, способны к её накоплению. В этом случае связь между подводимой и запасённой энергией является линейной. Тем не менее, твёрдое тело определённых размеров не может поглощать энергию беспредельно и в некоторый момент наступают условия, при которых закон накопления энергии элементом перестаёт соблюдаться. Момент, в который происходит такое нарушение, является отказом элемента. Другими словами, при увеличении запасённой энергии в элементе выше некоторого критического значения происходит его отказ. Этот факт позволяет сопоставить вероятность отказа элемента, как показатель надёжности, с количеством подводимой энергии и получить функциональную зависимость $q = f(E)$.

Структурными единицами элемента являются атомы, молекулы и ионы, то есть физико-химические превращения в нём, такие как разрушение, восстановление или образование новых связей, происходят на атомно-молекулярном уровне. На микроскопическом уровне процессы, которые приводят к возникновению отказов, носят дискретный характер. Учитывая тот факт, что степени свободы атомных частиц в твёрдом теле носят упорядоченный характер, то, исходя из статистической физики, различные процессы, происходящие в твёрдом теле, могут быть описаны путём введения в рассмотрение квазичастиц, которые движутся в занимаемом телом объёме в определённом направлении и обладают определёнными энергиями. Таким образом, процесс возникновения отказа можно рассматривать как процесс прохождения активных квазичастиц через некоторый потенциальный барьер. В результате квазичастицы выбывают из процесса, затрачивая некоторую энергию для преодоления сил структурного взаимодействия и вызывая отказ элемента. То есть для наступления отказа необходимо поглощение квазичастиц некоторым микрообъёмом элемента.

Итак, чувствительные микрообъёмы оказывают каталитическое воздействие на процессы возникновения отказа, то есть для отказа элемента необходимо поглощение ими критического значения n квазичастиц.

Исходя из вышесказанного, было предложено уравнение определения показателя безотказной работы элемента:

$$P(t) = \exp(-\alpha I t) \sum_{i=0}^{n-1} \frac{(\alpha I t)^i}{i!},$$

где α – коэффициент перехода из одного состояния в другое; n – число элементарных повреждений, необходимых для отказа элемента; I – интенсивность энергетического воздействия; t – предполагаемое время работы элемента до его обслуживания.

Параметры структурно-энергетической теории отказов определяются исходя из разрушающих испытаний с помощью следующих соотношений:

$$n = \frac{\bar{E}^2}{\sigma_E^2}; \quad \alpha = \frac{n}{E} = \frac{\bar{E}}{\sigma_E^2},$$

где \bar{E} – среднее значение энергии разрушения элементов, Дж·ч/мм³; σ_E – дисперсия энергии разрушения, Дж·ч/мм³.

Для практической применимости структурно-энергетической теории отказов необходимо определить закономерности изменения параметров n и α в зависимости от размеров дефектных (чувствительных) структур материалов элементов, так как в этом

случае становится возможным оценивать надёжность и прогнозировать долговечность элементов, используя результаты неразрушающего контроля.

Рассмотрим зависимости среднего значения и среднего квадратичного отклонения энергии разрушения от величины характерного размера l (мм³) дефектных структур материалов элементов:

$$\bar{E} = \frac{K_1}{(l/L)^b}; \quad \sigma_E = \frac{K_2}{(l/L)^c},$$

где K_1 – предел прочности материала, Дж/мм³; K_2 – предел выносливости материала, Дж/мм³; L – характерный размер материала элемента, мм³.

Показатели b и c определяются исходя из разрушающих испытаний партии однотипных элементов и используются для расчётов.

Тогда параметры n и α структурно-энергетической модели отказов будут определяться следующим образом:

$$n = \frac{\bar{E}^2}{\sigma_E^2} = \frac{K_1^2 / (l/L)^{2b}}{K_2^2 / (l/L)^{2c}} = \left(\frac{K_1^2}{K_2^2} \right) \left(\frac{l}{L} \right)^{2c-2b}; \quad \alpha = \frac{\bar{E}}{\sigma_E} = \frac{K_1 / (l/L)^b}{K_2 / (l/L)^c} = \frac{K_1}{K_2} \left(\frac{l}{L} \right)^{2c-b}.$$

Так как значение параметра n является нижней границей, при которой возможен отказ, то при выполнении расчётов его необходимо округлить в сторону увеличения до ближайшего целого числа.

Более того, при известных параметрах n и α структурно-энергетической теории отказов, задавшись требуемым уровнем надёжности элементов $P(t)$ в процессе эксплуатации по графику, представленному на рис. 6, становится возможным определение соответствующего этим значениям предельного времени безотказной работы.

Таким образом, были рассчитаны вероятности отказа с помощью структурно-энергетической теории отказов $q(E)$ и выполнено их сравнение с полученными на основе разрушающих экспериментальных данных $q(e)$ и статистических методик $q(\lambda)$. Сравнение средних вероятностей отказа представлено в табл. 4.

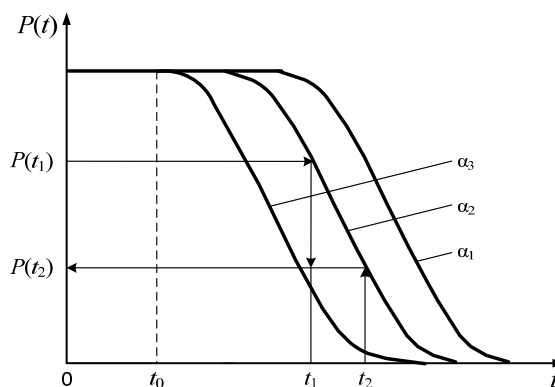


Рис. 6. Зависимость $P(t)$ для различных значений параметра α при $l = \text{const}$

Таблица 4. Средние вероятности отказа, рассчитанные с помощью структурно-энергетической теории отказов $q(E)$, определённые на основе разрушающих экспериментальных данных $q(e)$ и полученные при использовании интенсивностей отказов $q(\lambda)$

	1-я ступень ТВД, сплав ЖС-26ВИ	2-я ступень ТВД, сплав ЖС32-ВИ	3-я ступень СТ, сплав ЧС70-ВИ	5-я ступень КВД, ВТ-8	Восстановленная 5-я ступень КВД, ВТ-8
$q(E)$	$1,915 \cdot 10^{-5}$	$9,117 \cdot 10^{-8}$	$4,442 \cdot 10^{-16}$	$3,9197 \cdot 10^{-8}$	$1,213 \cdot 10^{-7}$
$q(e)$	$1,922 \cdot 10^{-5}$	$9,12 \cdot 10^{-8}$	$4,441 \cdot 10^{-16}$	$3,925 \cdot 10^{-8}$	$1,209 \cdot 10^{-7}$
$q(\lambda)$	$7,63 \cdot 10^{-6}$			$1,6 \cdot 10^{-9}$	–

Значения долговечности (времени наработки до отказа) исследуемых лопаток были определены при заданной вероятности безотказной работы $P(t)=0,9999$, результаты расчёта представлены в табл. 5.

Таблица 5. Минимальные значения долговечности, рассчитанные с учётом объёма содержащихся в материале элементов внутренних дефектов, при заданной вероятности безотказной работы $P(t)=0,9999$, ч

1-я ступень ТВД, сплав ЖС-26ВИ	2-я ступень ТВД, сплав ЖС32-ВИ	3-я ступень СТ, сплав ЧС70-ВИ	5-я ступень КВД, ВТ-8	Ремонтная 5-я ступень КВД, ВТ-8
70943	178458	474896	770664	522229

Следует отметить, что полученные значения наработки до отказа были определены исключительно для случая разрушения вследствие дефекта. В этой связи при определении времени обслуживания необходимо учитывать и другие факторы, снижающие наработку, такие как температурное воздействие, возможность поломки вследствие попадания постороннего предмета и пр.

Разработанный алгоритм оценки надёжности рабочих лопаток авиационного двигателя был встроено в используемую в настоящее время методику, принятую Международной организацией гражданской авиации ИКАО (International Civil Aviation Organization, ICAO), основанную на построении дерева неисправностей. Она заключается в том, что производится анализ возможных причин выключения двигателя и оценивается интенсивность этого события, составляется дерево событий, начиная с отказного состояния. Одним из таких событий является поломка рабочих компрессорных или турбинных лопаток из-за дефекта. Для этого случая была выполнена замена используемой интенсивности отказа $q(\lambda)$ на рассчитанную с помощью структурно-энергетической теории вероятность отказа $q(E)$. Так как замена была произведена на нижних уровнях дерева отказов, увеличение объективности оценки было произведено не только для рассчитываемых элементов, но и для всей конструкции двигателя летательного аппарата.

На этой основе была создана компьютерная программа, которая позволяет оценить надёжность авиационного двигателя, используя информацию о наличии внутренних дефектов в материале рабочих турбинных и компрессорных лопаток. Её написание было выполнено на языке программирования C++ с помощью кросс-платформенной библиотеки Qt версии 5.5.0. Для выполнения расчёта в базу вносятся следующие исходные данные: нагрузка во время разрушающих испытаний; время разрушающих испытаний до отказа для каждой лопатки; информация об объёме внутренних отклонений в материале каждой лопатки, используемой в конструкции двигателя; объём материала каждого типа лопаток; предел прочности материала лопаток; предел выносливости материала лопаток.

По этим исходным данным вычисляется дисперсия наработки однотипных лопаток до отказа. В последующем расчёте при задании эксплуатационной нагрузки и предполагаемого времени эксплуатации до обслуживания становится возможным рассчитать вероятности отказа каждой отдельной рабочей лопатки КВД, КНД и турбины, а также отдельных ступеней КВД, КНД и турбины. Исходя из полученных значений, с помощью дерева неисправности можно оценить показатель надёжности всего двигателя.

Таким образом, в процессе исследований были получены следующие результаты.

1. Теоретически обоснована необходимость использования структурно-энергетической теории отказов для увеличения точности существующих методик оценки надёжности.

2. По результатам анализа существующих способов оценки надёжности в условиях разработки, конструирования и производства авиационных двигателей был разра-

ботан алгоритм оценки вероятности отказа рабочих турбинных и компрессорных лопаток, основанный на исследовании внутреннего состояния их материала.

3. Выполнены исследования внутреннего состояния материала рабочих лопаток первой, второй и третьей ступеней турбины и новых и ремонтных рабочих лопаток пятой ступени КВД. В случае турбинных лопаток удалось обнаружить крупные внутренние поры, в компрессорных лопатках были найдены мелкие внутренние повреждения, а также значительные несплавления и поры в ремонтных лопатках.

4. Проведённые разрушающие испытания лопаток продемонстрировали значительные различия в их наработке, несмотря на одинаковые нагрузки, материалы, геометрию и способ изготовления. Выполнен расчёт надёжности рабочих турбинных и компрессорных лопаток с помощью структурно-энергетической теории отказов на основе информации, полученной в ходе разрушающих испытаний, и на основе содержания внутренних дефектов в образцах. Полученные значения показателей надёжности при этих расчётах практически идентичны. Сравнение рассчитанных вероятностей отказа с используемыми при производстве авиационных двигателей интенсивностями показало значительное увеличение вероятности отказа на 1–2 порядка. Проведённая оценка долговечности исследуемых лопаток при заданной вероятности безотказной работы 0,9999 показала, что для новых однотипных лопаток полученные значения гарантированного времени работы изменяются незначительно (в пределах 20–50 часов). В случае ремонтных лопаток пятой ступени КВД, когда образование внутренних отклонений не зависит от технологии и может происходить случайным образом, необходимо их более тщательное исследование. Кроме того, следует учитывать тот факт, что тело лопатки изготовлено из титанового сплава ВТ8, а наплавка производилась порошком из сплава ВТ6. В этой связи при определении вероятности отказа и прогнозировании времени работы таких элементов следует задаться значительным запасом времени и увеличить частоту контроля в процессе эксплуатации для предотвращения их внезапного разрушения.

5. Предложенная модель оценки надёжности авиационного двигателя основана на используемых статистических методиках определения интенсивностей отказов и разработанном алгоритме оценки вероятности отказа рабочих лопаток. Созданная компьютерная программа, учитывающая вероятности отказа, рассчитанные относительно внутреннего состояния материала рабочих лопаток и интенсивности отказа других систем, входящих в конструкцию авиационного двигателя, позволяет наглядно проследить влияние структурных повреждений в материале на надёжность.

Библиографический список

1. Сидельников Л.Г., Афанасьев Д.О. Обзор методов контроля технического состояния асинхронных двигателей в процессе эксплуатации // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Геология. Нефтегазовое и горное дело. 2013. Т. 12, № 7. С. 127-137.

2. Черняев А.И., Трефилов В.А. Оценка ресурса работы лопаток компрессора низкого давления в двигателях для перекачки нефти и газа // Нефтепромысловое дело. 2013. № 9. С. 69-71.

3. Деев В.С., Трефилов В.А. Надёжность технических систем и техногенный риск. Ч. 3. Структурно-энергетическая теория отказов: учеб. пособие. Пермь: Пермский национальный исследовательский политехнический университет, 2012. 179 с.

APPLICATION OF STRUCTURE-ENERGY FAILURE THEORY FOR DETERMINING THE PROBABILITY OF FAILURE AND DURABILITY OF TURBINE AND COMPRESSOR BLADES OF AIRCRAFT ENGINES

© 2016

A. I. Chernyaev Senior Lecturer of the Department of Health and Safety, Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation, aichernyaev@yandex.ru

V. A. Trefilov Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Health and Safety, Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation, bg@pstu.ru

The aim of the present work was to develop a methodology for assessing reliability on the basis of physical characteristics of an element. To this goal, we used the structure-energy power failure theory. The use of the theory makes it possible to determine the probability of failure using the information on the internal damage of the material. The gas turbine engine blades of the first, second and third turbine stages, new and reconstructed high-pressure compressor blades of stage 5 were the object of the analysis. We used an industrial computer tomograph XTH 450 LC to carry out non-destructive testing. We carried out destructive tests on stands of the electrodynamic type. The probabilities of failure calculated by using the structure-energy failure theory correspond to the values of reliability indices obtained by the destructive experiments. We developed a computer program based on a statistical method for estimating the reliability of an aircraft engine. The program takes into account the reliability index of rotor blades calculated with the use of the structure-energy failure theory.

Gas turbine engine; reliability; probability of failure; durability; structure-energy failure theory.

Citation: Chernyaev A.I., Trefilov V.A. Application of structure-energy failure theory for determining the probability of failure and durability of turbine and compressor blades of aircraft engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 4. P. 174-183. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-174-183

References

1. Sidel'nikov L.G., Afanas'ev D.O. Control methods review of induction motors technical state during operation. *Bulletin of Perm National Research Polytechnic University. Geology. Oil & Gas Engineering & Mining*. 2013. V. 12, no. 7. P. 127-137. (In Russ.)
2. Chernyaev A.I., Trefilov V.A. Evaluation of durability and reliability of the engine compressor blades used for oil and gas pumping. *Oilfield Engineering*. 2013. No. 9. P. 69-72. (In Russ.)
3. Deev V.S., Trefilov V.A. *Nadezhnost' tekhnicheskikh system i tekhnogenny risk. Ch.3. Strukturno-energeticheskaya teoriya otkazov: uch. posobie* [Reliability of engineering systems and technology-related risks. Part 3. Structure-energy failure theory]. Perm': State National Research Polytechnical University of Perm Publ., 2012. 179 p.