

УДК 536.2, 539.3

Д-р техн. наук Б. С. Карпинос¹, А. В. Коровин²,
канд. техн. наук А. П. Лобунько³, М. Ю. Ведищева²

¹Институт проблем прочности им. Г. С. Писаренка НАНУ, г. Киев

²ГП «Луцкий ремонтный завод «Мотор», г. Луцк

³Государственный научно-исследовательский институт авиации, г. Киев

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ

Выполнен анализ дефектации деталей и элементов более 100 авиационных газотурбинных двигателей с форсажной камерой сгорания после первого и второго межремонтного ресурса. Установлено, что после первого межремонтного ресурса наблюдается ускоренная деградация свойств материалов и существенное увеличение количества отбракованных деталей.

Ключевые слова: дефектация, авиационный двигатель, ресурс.

Введение

Условия работы конструкционных материалов турбореактивных двухконтурных авиационных двигателей с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ) характеризуются многообразием эксплуатационных факторов, к которым в первую очередь следует отнести высокие уровни напряжений и температур, их цикличность и длительность, наличие химически активных рабочих сред и т. д. Во время выполнения полетного задания происходит многократное изменение функциональных параметров ТРДДФ, каждые несколько секунд происходит эволюция летательного аппарата, изменяются его скорость (число Маха M), тангаж, рыскание, высота полета h и, как следствие, изменяются число оборотов двигателя $n_{ВД}$, расход воздуха $G_{воз}$ и топлива $G_{ТП}$, температура газа после компрессора T_K , перед турбиной T_T и после форсажной камеры $T_{ФК}$. На рис. 1 в качестве примера представлено изменение температуры T_L и напряжений σ в экстремально напряженной области лопатки газовой турбины [1] во время двух полетов (1, 2) самолета военного назначения. В течение одной минуты в среднем наблюдается 5–8 переходных неустановившихся режимов работы двигателя. Несмотря на имеющиеся публикации, посвященные анализу условий нагружения и накопления повреждений в элементах авиационных двигателей [2–4], проблемы обеспечения их надежности и эффективного использования ресурсных возможностей остаются актуальными в настоящее время [5].

Методика и результаты исследования

Основой методики исследования являлся статистический анализ результатов дефектации бо-

лее 100 ТРДДФ на Луцком ремонтном заводе «Мотор», 62 % из которых отработали ресурс до 1-го ремонта (~350 часов) и 38 % – межремонтный ресурс (~700 часов с начала эксплуатации). Использовались нормативно-технические документы, регламентирующие признаки и уровень допустимых повреждений, а также штатные методы неразрушающего контроля состояния материала – капиллярный и рентгенографический, методы прецизионных измерений геометрических размеров конструктивного элемента, его массы и др.

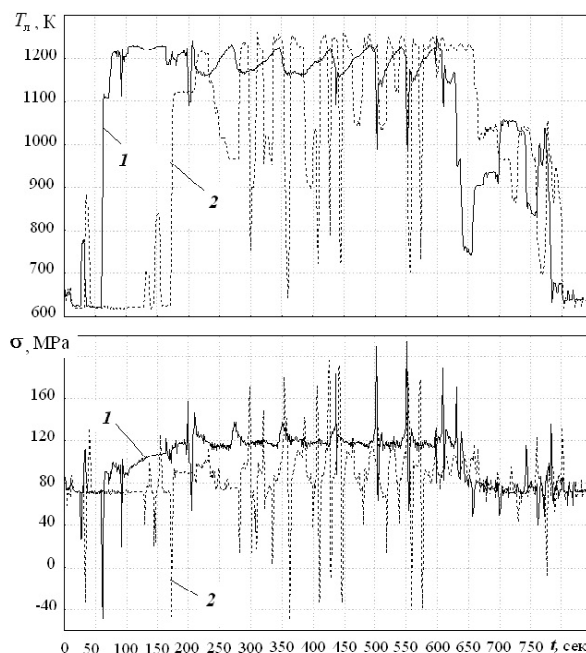


Рис. 1. Кинетики температур и напряжений в опасной области лопатки

В процессе дефектации ТРДДФ установлено наличие повреждений различной природы, а именно трещин механической и термической усталости, необратимого предельного деформирования деталей, прогаров, отлущивания покрытий, износ пар трения и т. д.

Повреждения компрессора

Дефекты элементов компрессора (рис. 2) в большинстве случаев являются следствием попадания посторонних частиц и предметов во входное устройство двигателя. На поверхности лопаток обнаружены забоины размерами $(0,22,5) \times (0,33,5)$ мм, царапины глубиной 0,5 мм, наблюдались необратимые формоизменения тела лопатки, ухудшились функциональные характеристики уплотнительных покрытий, имели место трещины в воздухозаборнике длиной до 55,5 мм. Трещины усталости в лопатках встречались в 0,5 % от общего количества рассмотренных двигателей.

Повреждения основной камеры сгорания (ОКС)

Условия функционирования элементов ОКС ТРДДФ характеризуются существенными значениями циклических механических и термических напряжений. Это предопределило совмест-

ные механические и термоусталостные повреждения в виде трещин и необратимого деформирования конструктивных элементов.

Обнаружена разгерметизация паянных швов (рис. 3) и других участков топливных коллекторов основного контура. Одной из причин этих дефектов являлись термические напряжения, возникающие за счет стесненности деформаций и различия коэффициентов линейного расширения материалов защитного покрытия, шва, трубки подвода и корпуса форсунки. В результате в покрытии и стенке подводящей трубки образовались трещины, повлекшие за собой дальнейшую разгерметизацию топливного канала, прогары корпусных деталей ОКС.

Возникновение трещин по паянным швам коллектора происходило по границе шва (галтели). Металлургических дефектов и явных дефектов пайки в зоне разрушения не обнаружено. Металлографический анализ излома трубопровода второго контура показал отсутствие изменений в структуре и составе металла. Зарождение трещин происходило от линейных очагов, расположенных у наружной поверхности трубопровода.

Отмечались также трещины на стойках диффузора корпуса ОКС (рис. 4).

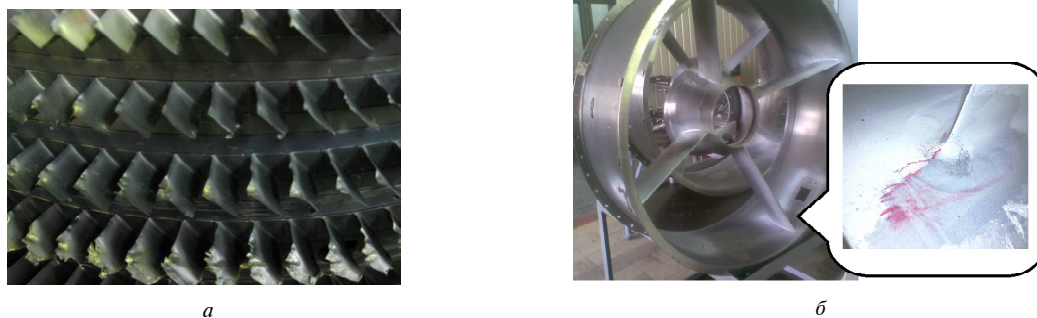


Рис. 2. Повреждения лопаток компрессора (а) и воздухозаборника (б)

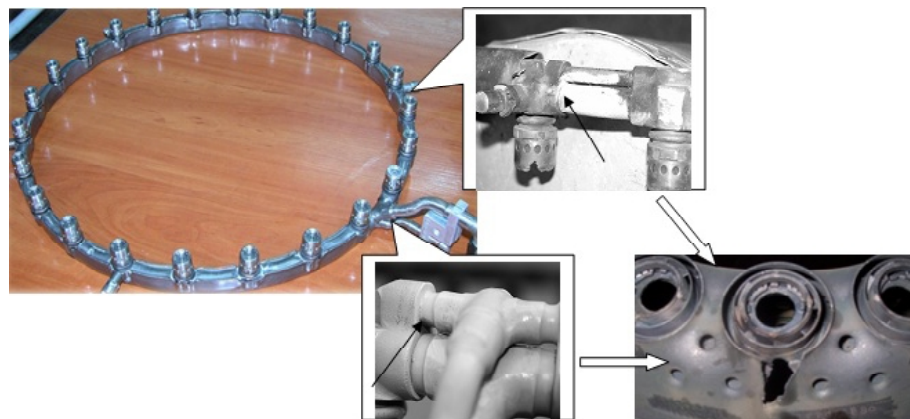


Рис. 3. Повреждения топливного коллектора и жаровой трубы ОКС

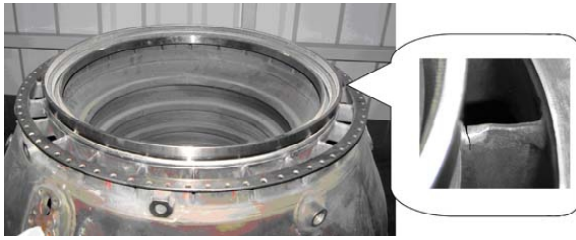


Рис. 4. Трещины в корпусе ОКС

Средняя длина трещин варьировалась в диапазоне 36 мм. Данный дефект обнаруживался в корпусах 15 % ТРДДФ, отработавших ресурс до 1-го ремонта и у 35 % – межремонтный ресурс.

Одним из напряженных элементов ОКС является трехступенчатый лабиринт, который соприкасается с уплотняющими гребешками ротора высокого давления. За счет контактных напряжений на поверхностях сотовых уплотнений образуются канавки (фреттинг-коррозия), из-за чего увеличиваются потери воздуха и снижается тяга двигателя (рис. 5). Замена лабиринта и его ремонт является сложным технологическим процессом, что зачастую приводит к замене полностью корпуса ОКС. Эти дефекты обнаруживались у 10 % корпусов ТРДДФ, отработавших ресурс до 1-го ремонта, и у 35 % корпусов двигателей, отработавших межремонтный ресурс.

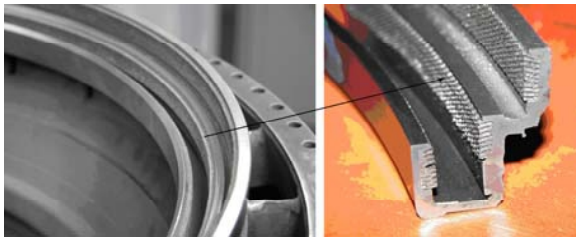


Рис. 5. Износ трехступенчатого лабиринта

Повреждения турбины

Наиболее напряженными конструктивными элементами газовой турбины являются ее диски, рабочие и сопловые лопатки. Они изготавливаются из жаропрочных хромо-никелевых сплавов (табл. 1). Материал лопаток имеет направленную кристаллизацию и газоплазменные высокотемпературные защитные покрытия.

Интенсивные переходные режимы работы ТРДДФ, включая форсажные, большие частоты вращения роторов, вибронпряженность определяют в материале значительные уровни температур T_M и компонент суммарных главных напряжений $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ при различных скоростях полета M (табл. 2) [6].

Несмотря на запасы статической прочности материала $\kappa_1, \kappa_2, \kappa_3$, для деталей характерны термоусталостные разрушения в области малоциклового усталости.

Таблица 1 – Материал деталей турбины

Деталь		Материал
турбина высокого давления		
1	рабочие лопатки	ЖС26-НК (ЖС32-И)
2	диск	ЭП-742-ИД
3	вращающийся дефлектор	ЭИ-698
4	сопловые лопатки	ЖС6К-ВИ
турбина низкого давления		
1	рабочие лопатки	ЖС6К-ВИ
2	диск	ЭП-741П
3	вал	ЭП-741П
4	сопловые лопатки	ЖС6К-ВИ

Таблица 2 – Значения температур, напряжений и запасов прочности в рабочих лопатках

Температура T_M, K	Напряжения, σ, MPa			Коэффициент запаса прочности, κ		
	σ_1	σ_2	σ_3	κ_1	κ_2	κ_3
$M=0, n_{вн}=15582 \text{ об/мин}$						
1005	219	232	204	2,95	2,79	3,19
1149	116	121	90	3,71	3,55	4,77
1148	15	10	55	14,2	16,5	11,4
$M=0,9, n_{вн}=15962 \text{ об/мин}$						
1083	246	253	201	1,98	1,91	2,41
1238	126	130	92	1,86	1,81	2,57
1238	32	27	30	7,65	8,58	5,69

Наиболее распространенными дефектами рабочих лопаток (РЛ) являлись: утонение входной кромки, появление термоусталостных трещин и прогары. По этим причинам отбраковано 50 % лопаток. В эксплуатации отмечались случаи обрыва лопаток (рис. 6). Поверхность лопаток имела коричневый цвет, а в зоне разрушения темно-серый.

В месте излома наблюдалось обгорание поверхности со стороны корыта и входной кромки. Кроме того, выявлены термоусталостные трещины на входной кромке и со стороны корыта, отслаивание покрытия. Излом окислен, имел серый цвет различных оттенков. На входной кромке по месту образования продольной трещины зафиксированы утонения стенки до 0,1 мм и менее. Имела место разнотолщинность стенок, особенно в зоне входной кромки со стороны корыта и спинки. Металлографический анализ материала показал образование междендритной пористости, что способствовало деградации его механических свойств и активному накоплению термоусталостных повреждений вплоть до возникновения магистральной трещины и ее дальнейшему росту.

Изменения в структуре материала вызывали также однонаправленное необратимое деформирование РЛ. Эти дефекты обнаруживались у лопаток 15 % двигателей, отработавших ресурс до 1-го ремонта, и у 50 % – межремонтный ресурс. Существенные повреждения отмечены в сопловых лопатках турбины. Сведения о тепловом и термонапряженном состоянии материала лопаток на разных режимах полета приведены в табл. 3 [5].



Рис. 6. Разрушение рабочих лопаток турбины высокого давления

Таблица 3 – Значения температур, напряжений и запасов прочности в сопловых лопатках

Температура, T_m, K	Напряжения, σ МПа			K_m
	σ_1	σ_2	σ_3	
$M=0, n_{вд}=15582$ об/мин				
1143	17,6	8,4	-11,3	24,1
1169	17,6	8,4	-11,3	21,6
$M=0,9, n_{вд}=15962$ об/мин				
1281	16,6	7,9	-10,6	11,8
1318	16,6	7,9	-10,6	8,7
$M=1,0, n_{вд}=15973$ об/мин				
1253	27,2	12,9	-17,4	8,8
1299	27,2	12,9	-17,4	6,2

Несмотря на относительно невысокие значения напряжений, в сопловых лопатках обнаружено значительное количество дефектов (рис. 7) в виде трещин термической усталости в зонах концентрации напряжений, около охлаждающих каналов и галтелей. Эти дефекты фиксировались при первичной дефектации методом наружного осмотра. Более мелкие трещины выявлялись методом капиллярной дефектоскопии. После ремонтных работ технические характеристики лопаток практически восстанавливались. Статистика брака свидетельствует, что у 5 % секторов выявлены подобные повреждения при наработке ТРДДФ ~ 300 часов (ресурс до 1-го ремонта). У 30 % секторов двигателей, отработавших с начала эксплуатации ~ 600 часов наблюдались термоусталостные повреждения. Это позволило сделать заключение, что наиболее интенсивно разупрочнение материала происходит во время межремонтного ресурса, что связано как с накоплением микродефектов, так и с качеством ранее выполненного ремонта.

Помимо трещин в деталях турбины имел место высокотемпературный износ. Он наблюдался на поверхностях уплотнительных вставок, обеспечивающих необходимый радиальный зазор между корпусом и вставкой (рис. 8). Для его контроля выполнялись инструментальные измерения с помощью микрометрических скоб.

Такой дефект имел место у 10 % уплотнительных вставок ТРДДФ, отработавших ресурс до 1-го ремонта, и 25 %, отработавших межремонтный ресурс.

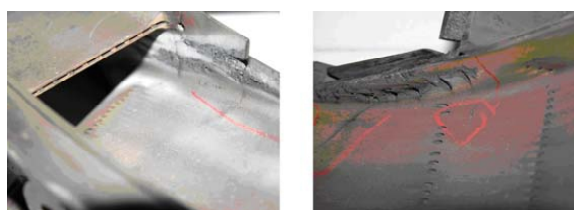
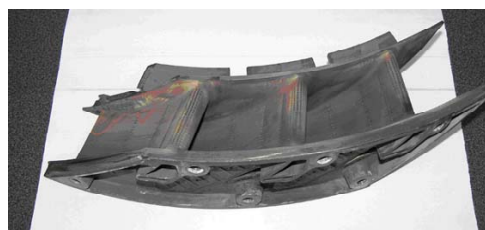


Рис. 7. Термоусталостные трещины в сопловых лопатках



Рис. 8. Износ уплотнительных вставок

Форсажная камера сгорания (ФКС) и реактивное сопло (РС)

Для конструктивных элементов этих узлов ТРДДФ особенно характерны экстремальные термические нагрузки. Например, разность температур между различными участками смесителя может достигать 200...250 °С [5]. Неоднородность теплового состояния детали стала причиной термических напряжений и, как следствие, возникновения термоусталостных трещин (рис.9). Их длина в зоне отверстий по основному материалу колебалась в диапазоне 315 мм.

Повторяемость дефекта составляла 20 % на двигателях, отработавших ресурс до 1-го ремонта и 50 % – межремонтный ресурс.

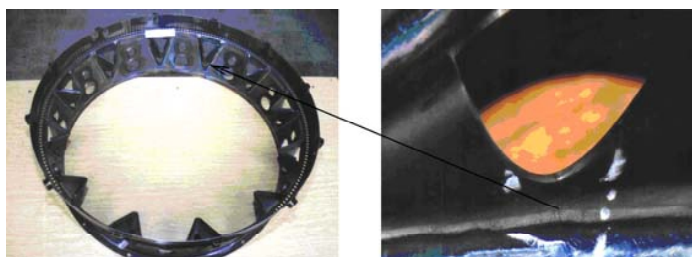


Рис. 9. Термоусталостные трещины в смесителе

Наиболее повреждаемыми деталями ФКС оказались стабилизаторы пламени. На всех стабилизаторах, независимо от наработки ТРДДФ, обнаружено выгорание и нарушение покрытия ЭВК-13, термоусталостные трещины вблизи перфораций, их коробление.

На рис. 10 представлены характерные разрушения покрытия при наработке двигателя около 340 часов. Дефект имел место у 15 % ТРДДФ, выработавших ресурс до 1-го ремонта и 45 % – отработавших межремонтный ресурс.

Регулируемое сверхзвуковое сопло – сложный кинематический механизм, подвергающийся широкому спектру термомеханических циклических нагрузок, включая контактные. В табл. 4 приведены условия нагруженности материала створок РС.

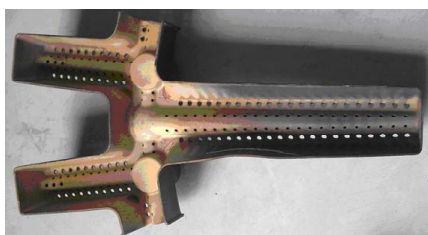


Рис. 10. Разрушение покрытия ЭВК-13 и высокотемпературное окисление основного материала стабилизатора пламени

Таблица 4 – Значения температур, напряжений и запасов прочности створок РС

Деталь	Материал	Температура $T, ^\circ\text{C}$	Напряжения $\sigma_{изг}, \text{МПа}$	κ
створки малые				
ведущие	ВХ4Л-ВИ	465	717	1,32
ведомые	ВХ4Л-ВИ	465	684	1,38
защитные экраны	ХН50МВ КТЮР	770	248	1,51
створки большие				
ведущие	ЖС-ЗДК	1050	110	1,0
ведомые	ЖС-ЗДК	1050	-	-

Дополнительно на материал оказывает воздействие высокотемпературный высокоскоростной газовый поток. Как следствие, на трущихся поверхностях и в шарнирах обнаруживаются следы износа, в теле створок – трещины термической усталости, сами створки необратимо деформируются. На рис. 11, а показан механический износ защитного экрана.

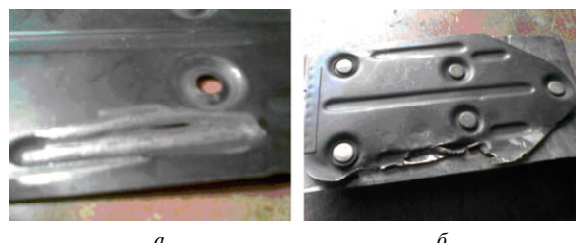


Рис. 11. Износ малой ведомой створки РС

Износ приводит к разупрочнению основного материала, оплавлению или смятию фрагментов детали (рис. 11 б).

Повторяемость данного дефекта для двигателей, отработавших ресурс до 1-го капитального ремонта – 15 %, и 50 % для двигателей, отработавших межремонтный ресурс. На ведомых створках износ и трещины обнаруживались реже (5 % – после отработки ресурса до 1-го ремонта и 15 % створок РС двигателей, отработавших межремонтный ресурс). Износ имел локальный характер, форма отверстий приближалась к эллипсу. В проушинах износ достигал 0,1...1,0 мм. Термоусталостные трещины на кромках створок выявлены у 15 % от общего количества (рис. 12). При дефектации использован капиллярный метод. Анализ состояния поверхности позволил сделать вывод, что основной причиной появления трещин является концентрация напряжений вблизи рисков. Риски имели производственное происхождение, их глубина достигала 0,25...0,45 мм. Устранение трещин осуществлялось механической зачисткой, что восстанавливало технические характеристики створки.

Анализируя результаты дефектации ТРДДФ следует отметить, что механические и термические дефекты (трещины, износ) являются основным видом повреждений деталей, ограничивающих ресурс. На рис. 13 представлена гистограмма



Рис. 12. Термоусталостные трещины на кромке створки

появления термоусталостных трещин в наиболее напряженных элементах горячей части ТРДДФ.

Можно сделать вывод, что у ТРДДФ, отработавших ~350 часов (ресурс до 1-го ремонта), термоусталостные дефекты отмечаются в среднем у 10–15 % деталей. Это топливный коллектор, сопловые и рабочие лопатки, смеситель, стабилизаторы, створки ФКС и регулируемого РС. После 1-го ремонта наблюдается значительный рост количества обнаруженных термоусталостных дефектов. Необходимо отметить, что повреждаемость деталей ТРДДФ, отработавших ~700 часов с начала эксплуатации, значительно выше (до 20–30 %) чем у двигателей, отработавших ресурс до 1-го ремонта.

На рис. 14 показана гистограмма износа элементов ТРДДФ в зависимости от наработки. Тен-

денция увеличения количества дефектов по мере эксплуатации сохраняется. После 350 часов работы двигателя износ обнаруживался в среднем на 5–10 % деталей, после 700 часов – на 15–35 %. Количество отбракованных рабочих лопаток существенно отличается от средних значений и достигает 50–70 %.

Проведенный статистический анализ результатов дефектации свидетельствует о важности своевременного и качественного выполнения регламентных и ремонтных работ, подтверждает актуальность совершенствования научных основ диагностирования и прогнозирования состояния (свойств) материалов после восстановительных мероприятий.

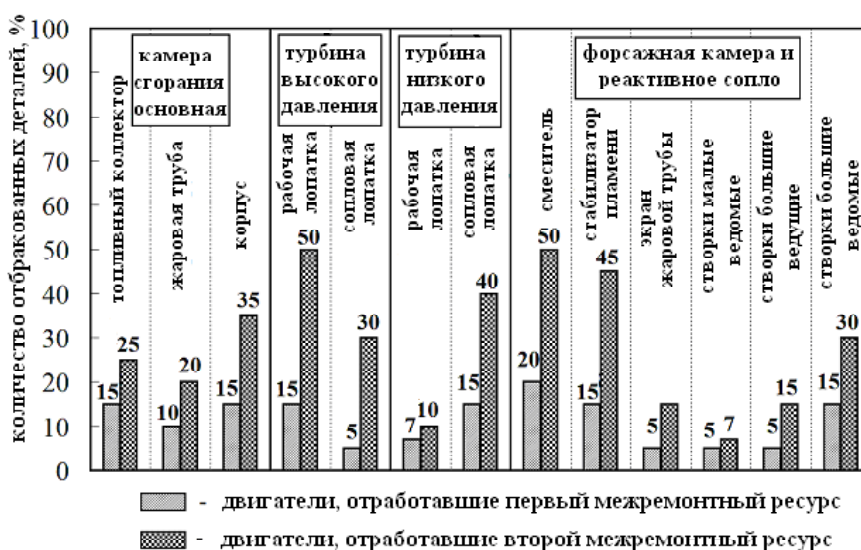


Рис. 13. Результаты дефектации элементов горячей части ТРДДФ



Рис. 14. Износ элементов горячей части ТРДДФ

Выводы

1. Выполнена дифференциация эксплуатационных повреждений конструктивных элементов ТРДДФ:

- осевые компрессоры (49 %) – царапины и забоины, трещины усталости рабочих лопаток, нарушение специальных покрытий уплотнителей;

- ОКС (20 %) – нарушение герметичности трубопроводов и трещины термомеханической усталости топливного коллектора, прогары и коробление жаровой камеры, образование наслоений нагара, закоксованность форсунок;

- газовые турбины (45 %) – трещины термической усталости на кромках и галтелях сопловых и РЛ, в охлаждающих каналах, обгорание и недопустимое деформирование лопаток, их прогары и оплавление, разрушение термозащитных покрытий;

- ФКС и РС (10 %) – трещины термомеханической усталости, износ створок, недопустимое их деформирование, трещины усталости в проушинах, негерметичность гидроцилиндров систем управления РС.

2. Установлено, что отбраковке подлежит около 30 % деталей ТРДДФ после отработки ресурса до 1-го ремонта и около 70 % – после отработки межремонтного ресурса, т.е. с нарабаткой функциональные возможности материала существенно снижаются.

Список литературы

1. Карасьов О. Г. Особливості експлуатаційної пошкодженості лопаток турбін авіаційних двигунів військового призначення / Карасьов О. Г., Лобунько О. П. // Вісник Київського національного університету імені Тараса Шевченка. Військово-спеціальні науки. Ювілейний випуск, 2003. – С. 95–100.
2. Анализ причин разрушения сопловых лопаток малоресурсных авиационных двигателей военного назначения / [Карпинос Б. С., Карасев А. Г., Самулев В. В. и др.] // Вибрация в технике и технологиях. – 2001. – № 5. – С. 91–93.
3. Карпинос Б. С. Разрушение элементов горячего тракта авиационных газовых турбин / Карпинос Б. С., Барило В. Г., Самулев В. В. // Вестник двигателестроения. – 2004. – № 1. – С. 4–10.
4. Гецов Л. Б. Материалы и прочность деталей газовых турбин : в двух книгах. Книга 1. / Гецов Л. Б. – Рыбинск : ООО «Издательский дом Газотурбинные технологии». – 2010. – 610 с., книга 2. – 2011. – 494 с.
5. Третьяков О. Эксплуатация РД-33 по техническому состоянию / Третьяков О. // Крылья Родины. – 1999. – № 5. – 14 с.
6. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания РД 33-2С / под ред. В. В. Кулешова. – М. : ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1986. – 328 с.

Поступила в редакцию 14.10.2013

Карпинос Б.С., Коровін О.В., Лобунько О.П., Ведищева М.Ю. Експлуатаційні пошкодження турбореактивних двоконтурних авіаційних двигунів з форсажною камерою згорання

Виконано аналіз дефектації деталей і елементів більше ніж 100 авіаційних газотурбінних двигунів із форсажною камерою згорання після першого і другого міжремонтного ресурсу. Встановлено, що після першого міжремонтного ресурсу спостерігається прискорена деградація властивостей матеріалів і суттєве збільшення кількості відбракованих деталей.

Ключові слова: дефектація, авіаційний двигун, ресурс.

Karpinos B., Korovin A., Lobunko A., Vedishcheva M. In-service damage of aircraft turbojet bypass engines with afterburner

The analysis of defects in components and elements of more than 100 aircraft gas-turbine engines with afterburner after first and second overhaul periods has been performed. After first overhaul period an enhanced degradation of the material properties and a substantial increase in the number of out-of-control components are found to be observed.

Key words: the analysis of defects, aircraft engines with, resource.