

Пахоменков А.В.

ПАО «ОДК-Сатурн»

пр-т Ленина, д.163,
г. Рыбинск, 152903,
Российская Федерацияaleksandr.pakhomenkov@uec-saturn.ru**Букатый С.А.**Самарский национальный
исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва
(Самарский университет)Московское шоссе, д. 34,
г. Самара, 443086,
Российская Федерация**ПРОГНОЗИРОВАНИЕ РАСЧЁТНОГО РЕСУРСА
ДЕТАЛЕЙ ГТД С УЧЁТОМ ВЛИЯНИЯ
АНАЛИТИЧЕСКИХ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ
ФАКТОРОВ**

Рассмотрен метод определения ресурса деталей газотурбинных двигателей, основанный на расчёте малоциклового долговечности деталей с учётом влияния аналитических и эксплуатационных факторов. На примере оценки ресурса диска первой ступени компрессора низкого давления показано, что действующие коэффициенты запаса прочности более чем в 4 раза занижают значения расчётной циклической долговечности.

Ключевые слова: ресурс; малоцикловая усталость; коэффициенты запаса прочности; аналитические и эксплуатационные факторы

1 Введение

В соответствии с действующей нормативно-технической документацией (НТД) [1] определение расчётного ресурса и установление назначенного ресурса основным деталям ГТД допустимо двумя способами:

- по результатам испытаний деталей, узлов или двигателей на малоцикловую усталость [2...4] (МЦУ) с требуемыми нормированными запасами прочности;
- по результатам расчётов циклической долговечности с использованием данных по конструкционной прочности материалов и нормированных коэффициентов запаса прочности.

Проведение испытаний деталей, узлов или двигателей на МЦУ требует значительного времени и существенных материальных затрат. Аналогично проведение натуральных испытаний отдельных деталей или узлов может столкнуться с проблемой невозможности полной имитации циклического нагружения или проведения испытаний ввиду массово-габаритных ограничений установок и испытательных стендов.

В дальнейшем с целью повышения точности прогнозирования малоциклового долговечности появились различные модификации уравнения Мэнсона [5, 6]. Однако результаты расчётов в ряде случаев значительно отличаются от результатов, полученных при испытаниях на МЦУ не только деталей, но и стандартных образцов и образцов с концентраторами напряжений [7, 8]. На основе многочисленных исследований по определению фактической циклической долговечности деталей, проведённых в ПАО «ОДК-Сатурн» [9], установлено, что уравнение Мэнсона приводит к занижению циклической долговечности по отношению к экспериментальным данным.

Известен метод установления ресурса авиационного газотурбинного двигателя (до первого капитального ремонта, межремонтный, назначенный) в соответствии с установленной нагруженностью [10]. Его недостатком является то, что оценку выработки назначенного ресурса газотурбинного двигателя проводят без учёта нагруженности ГТД в реальных условиях.

В [11] изложен метод установления ресурса ГТД в соответствии с установленной нагрузженностью, которая задаётся обобщённым полётным циклом. Недостатком этого метода является то, что оценку нагрузженности ГТД производят без учёта реальных условий полета и режимов его работы, что затрудняет количественную оценку повреждаемости ГТД.

Для установления ресурса основных деталей (ОД) ФГУП ЦИАМ им. П. И. Баранова разработало Временное положение [12] и Методику определения запасов по циклической долговечности [13], в соответствии с которыми требуется экспериментальное определение назначенного ресурса для ОД по эквивалентно-циклическим испытаниям всего двигателя или ОД отдельно, что является дорогостоящим способом.

Наиболее подробно и обоснованно изложена методика определения запасов по циклической долговечности основных деталей в технической процедуре PowerJet [14]. Данная методика учитывает все основные составляющие, сочетание которых влияет на прогнозирование долговечности и надёжности критических деталей: нагрузки, характеристики материалов, влияние окружающей среды и условия эксплуатации. Методика разработана компанией PowerJet S.A. на основе опыта эксплуатации двигателей зарубежной компании SAFRAN AIRCRAFT ENGINES и служит для демонстрации соответствия двигателей SaM146 требованиям нормативов лётной годности. Поэтому разработка новых отечественных подходов и расчётных методов прогнозирования циклической долговечности и ресурса ответственных деталей является актуальной проблемой.

Целью настоящей работы является разработка метода расчётного прогнозирования ресурса ГТД, учитывающего влияние аналитических и эксплуатационных факторов в малоцикловой области нагружения ОД газотурбинных двигателей.

2 Расчётный метод прогнозирования ресурса ГТД

Предлагаемый метод основан на использовании следующей зависимости [15]:

$$N_K = N_{\text{расч}} \cdot K_1 \cdot K_2, \quad (1)$$

где $N_{\text{расч}}$ – расчётное количество циклов до разрушения детали; K_1, K_2 – коэффициенты запаса по циклической долговечности, определяемые расчётно-экспериментальным способом с учётом опыта эксплуатации двигателей.

Расчётное количество циклов до разрушения предлагается определять на основе метода эквивалентных испытаний образцов с концентратором напряжений [16], моделирующим напряжённо-деформированное состояние (НДС) в наиболее опасном месте детали – в одном из концентраторов напряжений детали. Коэффициенты K_1 определяют на основе аналитических факторов, а определение K_2 основано на использовании эксплуатационных факторов.

В качестве параметров, характеризующих *аналитические факторы*, используются: условия эксплуатации ГТД ($K_{УЭ}$); тепловое состояние отдельных деталей и модулей двигателя ($K_{ТС}$); напряжённо-деформированное состояние основных деталей ($K_{НДС}$); свойства используемых материалов ($K_{СМ}$); расчётная циклическая долговечность ($K_{ЦД}$).

В качестве *эксплуатационных факторов* используются результаты: стендовых заводских испытаний ($K_{СИ}$); эксплуатации имеющегося авиационного парка ($K_{Э}$).

Степень влияния каждого из данных факторов на соответствующий коэффициент запаса прочности характеризуется достоверностью и объёмом имеющейся информации, характеризующей каждый фактор. Для каждого из вышеперечисленных факторов проводится количественная оценка, включающая в себя подробный анализ всех характеристик, описывающих каждый из факторов. Для проведения ко-

личественной оценки каждого фактора используется балльная система, имеющая строгий численный диапазон для каждой характеристики фактора. После проведения количественной оценки каждого из факторов определяются показатели *аналитического* ($K_{АП}$) и *эксплуатационного* ($K_{ЭА}$) анализов, являющиеся функциями соответствующих факторов

$$K_{АП} = f(K_{УЭ}, K_{ТС}, K_{НДС}, K_{СМ}, K_{ЦД});$$

$$K_{ЭП} = f(K_{СИ}, K_{Э}). \quad (2)$$

После определения всех показателей проводится оценка области применения каждого из показателей. Область их применения характеризуется численным диапазоном, выход за рамки которого приводит к аннулированию показателя и, как следствие, невозможности использования данного метода для оценки циклической долговечности деталей. Основной причиной выхода за рамки области применения

показателей является недостаток информации при анализе как отдельного фактора, так и суммарной оценки всех факторов. Границы области применения показателей определяются на основе результатов экспериментальной проверки по влиянию каждого из факторов на циклический ресурс деталей.

После определения величины показателей аналитического и эксплуатационного факторов определяют величины коэффициентов запаса по циклической долговечности K_1 и K_2 , которые в свою очередь также являются функциями соответствующих показателей и изменяются в диапазоне от 0 до 1.

$$K_1 = f(K_{АП}); \quad K_2 = f(K_{ЭП}). \quad (3)$$

На рисунке 1 представлена блок-схема, описывающая предлагаемую процедуру определения циклического ресурса.

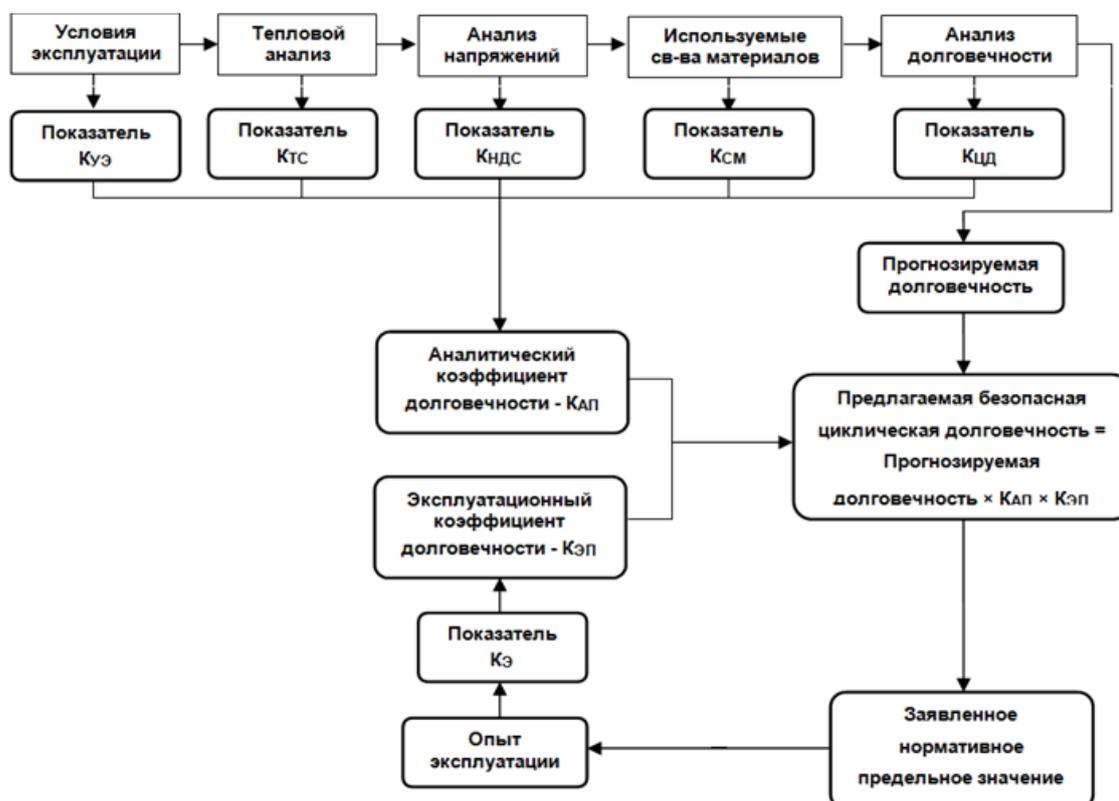


Рисунок 1. Блок-схема процедуры определения циклического ресурса

В соответствии с предлагаемым методом оценки циклического ресурса деталей величины коэффициентов запаса по циклической долговечности не являются постоянными величинами и изменяются в зависимости от степени достоверности и объёма данных, располагаемых фирмой-разработчиком при проектировании ГТД. Данный метод оценки циклической долговечности и ресурса деталей успешно применён на ПАО «ОДК-Сатурн» при продлении ресурса авиационных двигателей.

3 Пример применения расчётного метода прогнозирования ресурса ГТД

В качестве примера ниже рассмотрено применение данного метода на примере диска первой ступени компрессора низкого давления (КНД) авиационного двигателя. Рассмотрим проведение анализа показателя **условия эксплуатации** $K_{уэ}$. Под термином «условия эксплуатации» подразумеваются все факторы, вносящие вклад в формирование термодинамических параметров, характеризующих работу двигателя в ходе эксплуатации. Данные параметры являются исходными данными для проведения термомеханических расчётов, необходимых для определения прогнозируемой циклической долговечности.

«Условия эксплуатации» делятся на две группы: сведения, несущие информацию о назначении двигателя и о его полётных циклах, и сведения, несущие информацию о моделировании эксплуатационных полётных циклов на установившихся и переходных режимах. Профили обобщённых типовых полётных циклов разработаны с использованием предварительных данных изготовителя самолёта. Обобщение результатов полётов первых самолётов в ходе проведения лётных испытаний вместо эксплуатации в учебном процессе показано на схеме (рисунок 2).

Так как термодинамическая модель двигателя соответствует заявленной конфигурации, но откалибрована по результатам наземных испытаний с учётом резуль-

татов испытаний лётной лаборатории, итоговое значение показателя условия эксплуатации равно сумме всех коэффициентов и равно 45.

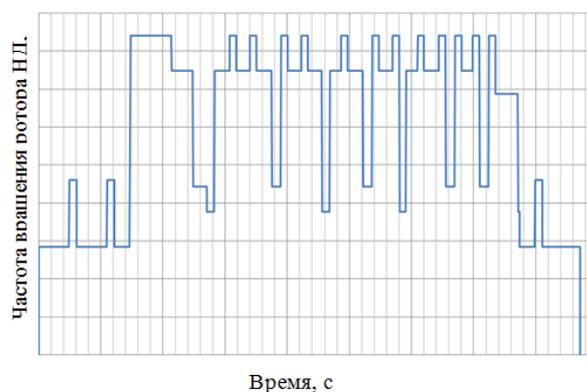


Рисунок 2. Схема обобщённого типового полётного цикла (ОТПЦ)

Далее производится оценка показателя достоверности **теплового состояния** $K_{ТС}$, который характеризует результаты анализа изменения теплового состояния диска первой ступени КНД относительно полётного цикла, используемого при окончательном расчёте циклической долговечности. Показатель характеризует также степень достоверности результатов теоретического теплового анализа по отношению к результатам теплового анализа, полученного при испытаниях.

Показатель ТС оценивается для каждой зоны диска первой ступени КНД, влияющей на её циклическую долговечность. Критическими зонами для расчёта циклической долговечности являются зоны с нарушением окружных связей. К ним относятся: профильная часть рабочих колёс, отверстия под балансировочные грузики, отверстия под сброс масла, болтовые отверстия.

Оценка показателя теплового анализа выполняется в два этапа: на первом этапе определяется базовый показатель, который зависит от чувствительности циклической долговечности диска первой ступени КНД к температурным воздействиям; на втором этапе базовый показатель подвергается коррекции. Коррекция базового показателя включает в себя учёт уровня качества теп-

лового анализа, используемого для определения термодинамических параметров двигателя (температуры, давления и т.д.), качество расчётной тепловой модели, достоверность подтверждения результатами испытаний двигателя или его отдельных модулей, а также метод, использующийся для оценки теплового состояния деталей (расчётные методики).

Итоговый показатель достоверности теплового состояния диска 1 ступени КНД оценивался исходя из ряда допущений по точности моделирования его теплового состояния и верификации теплогидравлической модели КНД. По результатам анализа итоговый показатель достоверности теплового состояния диска первой ступени КНД равен 75.

На следующем этапе работ производится оценка степени достоверности расчётов НДС – оценка **анализа напряжений** для каждой критической зоны диска. Для имитации напряжений в рабочем колесе использовалась конечно-элементная модель двух типов. Для стандартного процесса анализа напряжённо-деформированного состояния ротора КНД использовалась осесимметричная двумерная модель (рисунк 3), включающая ротор целиком или

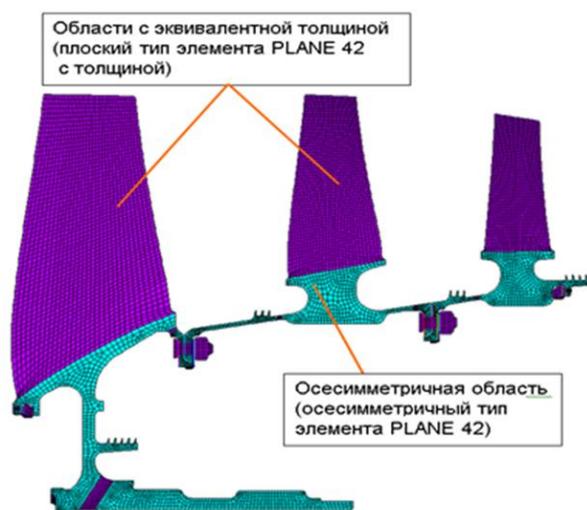


Рисунок 3. 2D модель ротора КНД

его отдельные детали по принадлежности к модулю. Модель позволяет определять распределение напряжений в деталях и их

изменение по полётному циклу. Жёсткость конечно-элементной модели соответствует жёсткости фактической конструкции ротора.

Для определения локальных напряжений отдельных зон со сложной геометрией (вентиляционные отверстия, отверстия под болты и др.) использовали локальную трёхмерную 3D конечно-элементную модель. В качестве граничных условий для проведения анализа напряжений таких моделей используются граничные условия, применяемые в двумерной осесимметричной модели. Для критических зон использовалась локальная трёхмерная расчётная модель для всех полётных циклов, выбранных для анализа циклической долговечности. При этом моделирование контактных соединений (болтовые соединения) проводилось с коэффициентами трения, принятыми на основании опыта ПАО «ОДК-Сатурн».

По результатам анализа НДС итоговый показатель «Анализ напряжений» для каждой критической зоны рабочего колеса первой ступени КНД составил: корневое сечение профильной части рабочего колеса – 80; отверстия под балансировочные грузики рабочего колеса – 80; отверстия для сброса масла – 80; болтовые отверстия – 75; косые отверстия в ступице рабочего колеса – 80.

Одним из важнейших этапов применения методики является оценка показателя **свойств материала** K_{CM} . Данный показатель характеризует степень достоверности и качество используемой базы данных материалов, а также соответствие изготовленных деталей техническим требованиям, заложенным в конструкторской документации. Особое внимание уделяется статистическому качеству используемых кривых распределения характеристик свойств материалов, применяемых для определения уровней напряжений и циклической долговечности основных деталей.

Показатель используемых свойств материала оценивается по трём аспектам:

– качество базы данных по свойствам малоцикловой усталости в соответствующем диапазоне значений долговечности (циклический ресурс) и температуры;

– оценка влияния коэффициентов асимметрии кривых малоцикловой усталости при определении циклического ресурса;

– наличие данных по свойствам материала, полученных путём вырезки образцов непосредственно из проектируемых деталей, наличие периодического контроля, а также учёт имеющейся эталонной базы данных свойств используемых материалов.

Материал рабочего колеса 1 ступени КНД – титановый сплав ВТ8-1 (заготовка – ОСТ 1 90197-89). Титановый сплав ВТ8-1 – хорошо известный и широко применяемый на ПАО «ОДК-Сатурн» материал, процессы обработки и контроля качества которого стандартизованы и отработаны. Заготовки деталей из данного сплава проходят выходной контроль на выпускающем предприятии и входной контроль при поступлении на предприятие-изготовитель, включая ультразвуковой контроль с оформлением паспорта и всестороннее металлургическое исследование по образцам-свидетелям.

Показатель качества базы данных свойств материалов является базовым показателем и отражает знание поведения свойств малоцикловой усталости посредством эталонной базы данных, имеющейся и используемой при расчёте напряжённо-деформированного состояния и ресурса. Так как база данных по материалу ВТ8-1 относится к третьей категории, итоговый показатель используемых свойств материала равен 40.

На завершающем этапе выполнения работ производится обоснование показателя анализа **циклической долговечности** $K_{ЦД}$, который позволяет провести оценку срока службы детали в области малоцикловой усталости. Величина этого показателя основывается на оценке показателей, описанных в предыдущих параграфах. Если

оценка вышеописанных показателей не проводилась, то расчёт ресурса невозможен.

Ниже приведены основные процессы и критерии, которые были учтены в расчётных методиках при определении циклического ресурса диска первой ступени КНД:

– анализ распределения температур и напряжений производился во всех критических зонах детали по всем полётным циклам, определённым для расчёта циклического ресурса;

– определение повреждаемости выполнялось с учётом «метода дождя» для каждой критической зоны детали (рисунок 4);

– оценка циклического ресурса выполнялась с применением кривых МЦУ посредством определения эквивалентных по Мизесу напряжений и с учётом коэффициентов асимметрии циклов (основного и вторичных);

– оценка циклического ресурса выполнялась с учётом наиболее неблагоприятной температуры для каждого цикла (основного и вторичных).

Для оценки циклического ресурса основных деталей использовался набор обобщённых типовых полётных циклов. С целью проверки расчётного циклического ресурса, определённого по стандартным методикам, проводились испытания двигателей по программам длительных и эквивалентно-циклических испытаний в стендовых условиях. Поэтому величина показателя анализа циклической долговечности равна 75.

Определение безопасной циклической долговечности осуществлялось с использованием **аналитического коэффициента долговечности АКД**, являющегося функцией **полного аналитического показателя ПАП**, который в свою очередь зависит от следующих факторов: условия эксплуатации; тепловой анализ; анализ напряжений; анализ долговечности; используемые свойства материалов.

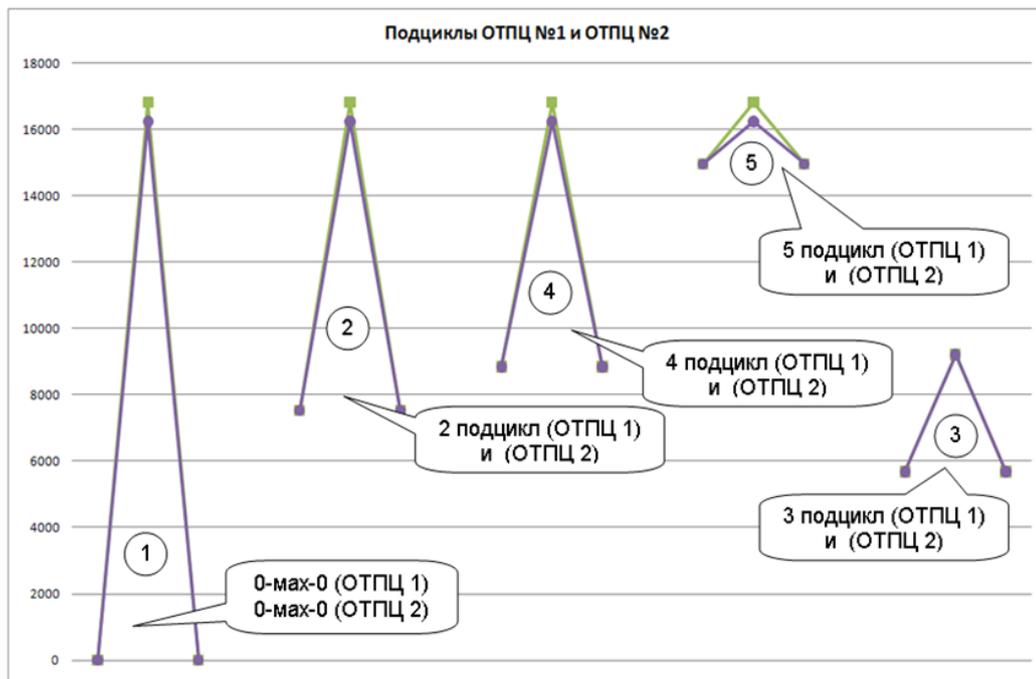


Рисунок 4. Деление обобщённых типовых полётных циклов ОТПЦ 1 и ОТПЦ 2 на подциклы

■ — ОТПЦ 1 ● — ОТПЦ 2

Количественная оценка показателя ПАП определяется по формуле

$$ПАП = (УЭ \cdot ТА \cdot АН \cdot СМ \cdot АД)^{0,2}. \quad (4)$$

После определения коэффициента ПАП определяется значение аналитического коэффициента долговечности АКД по формуле

$$АКД = 1 - 3,2644 \cdot (1 - ПАП/100)^{3,1}. \quad (5)$$

Анализ безопасной циклической долговечности проводится для каждой критической зоны диска первой ступени КНД с

применением коэффициента АКД, который является коэффициентом запаса

$$N_{ЦД} = АКД \cdot N_{расч}, \quad (6)$$

где $N_{ЦД}$ – безопасная циклическая долговечность; $N_{расч}$ – расчётная долговечность, определяемая по методикам, применяющимся и утверждённым на ПАО «ОДК-Сатурн».

Результаты расчёта безопасной циклической долговечности для критических зон диска первой ступени КНД представлены в таблице 1.

Таблица 1. Безопасная циклическая долговечность критических зон диска первой ступени КНД авиационного двигателя

Критическая зона	t_{min}	t_{max}	σ_m	$N_{расч}$	ПАП	АКД	$N_{ЦД}$
	°С	°С					
Корневое сечение	15	49	13,5	$1 \cdot 10^6$	60,492	0,817	816544
Отверстия под балансировочные грузики	15	59	32	272340	60,492	0,817	222378
Отверстия для сброса масла	15	74	34,1	99609	60,492	0,817	81335
Болтовые отверстия	15	104	25,7	114708	59,716	0,805	92357
Косые отверстия в ступице	15	139	22,6	571737	60,492	0,817	466849

На основании анализа безопасной расчётной циклической долговечности всех критических зон диска назначается минимальная безопасная циклическая долговечность диска первой ступени КНД, равная 81335 циклов, соответствующая минимальной расчётной циклической долговечности в отверстии для сброса масла.

Для определения заявленного ресурса необходимо определить коэффициент K_2 , являющийся функцией эксплуатационного показателя $K_{ЭА}$. Для определения эксплуатационного показателя необходимо установить ресурсные показатели двигателя и его узлов, заявленные для сертификации или удовлетворяющие требованиям заказчика. Далее проводится анализ достоверности данных по ресурсу двигателя или детали на основании эксплуатационных и заводских испытаний или имеющегося

опыта эксплуатации двигателей и деталей аналогичной конструкции. Коэффициент запаса, основывающийся на эксплуатационных факторах, не является функцией, зависящей от результатов расчётов. Поэтому описание результатов анализа в данной работе не приводится.

Для сравнения: в таблице 2 приведены результаты расчёта безопасной расчётной циклической долговечности $N_{расч}$ по предложенному методу и в соответствии с действующей НТД – нормами прочности [1], где нормированный коэффициент запаса прочности $K = 5$. Определение безопасной циклической долговечности, основанное на результате расчёта циклической долговечности, проводилось для всех критических зон диска первой ступени КНД.

Таблица 2. Сравнение безопасной расчётной циклической долговечности критических зон диска первой ступени КНД авиационного двигателя

Критическая зона	$N_{расч}$ циклы	Предлагаемая методика			Действующая НТД		$\Delta = \frac{N_{цд}}{N}$
		ПАП	АКД	$N_{цд}$ циклы	Нормированный коэффициент запаса прочности K	N циклы	
Корневое сечение	$1 \cdot 10^6$	60,492	0,817	816544	5	$2 \cdot 10^5$	4,08
Отверстия под Балансировочные грузики	272340	60,492	0,817	222378	5	54468	4,08
Отверстия для сброса масла	99609	60,492	0,817	81335	5	19922	4,08
Болтовые отверстия	114708	59,716	0,805	2357	5	22942	4,03
Косые отверстия в ступице	571737	60,492	0,817	466849	5	114347	4,08

Следовательно, в соответствии с действующей НТД, коэффициенты запаса прочности более чем в 4 раза занижают значения расчётной циклической долговечности, что приводит к проектированию ответственных деталей с большими массово-габаритными характеристиками или применению материалов с более высокими физико-механическими показателями конструкционной прочности.

Применение предлагаемого метода позволяет использовать гибкий подход к определению безопасной расчётной циклической

долговечности деталей и двигателя в целом на всём протяжении его жизненного цикла.

На примере диска первой ступени КНД рассмотрим возможные пути увеличения безопасной расчётной циклической долговечности и, как следствие, заявленного ресурса детали. Существенно увеличить безопасную расчётную циклическую долговечность диска можно за счёт улучшения значения показателя условия эксплуатации – в настоящее время равен 45. Улучшение показателя возможно путём

проведения анализа реальных профилей полётных миссий, полученных при эксплуатации в учебном процессе самолёта в строевых частях, и последующего обобщения данных в типовые полётные циклы с использованием комбинаций событий и частоты их повторения (окружающие условия, горячий/холодный запуск и т.д.).

Также на минимальном уровне находится значение показателя используемых свойств материала – в настоящее время равен 40. Для повышения значения показателя используемых свойств материала необходимо выполнить механические испытания на стандартных образцах для построения кривых МЦУ с соблюдением следующих условий:

- изготовление стандартных образцов из трёх и более плавков;

- исследование наличия анизотропии механических свойств в заготовках от каждой плавки;

- диапазон описываемых напряжений полностью охватывает диапазон расчётных напряжений в критических зонах детали;

- температурный диапазон кривых МЦУ полностью охватывает диапазон рабочих температур детали. При этом дискретизация кривых МЦУ по температуре испытаний внутри данного диапазона составляет не более 150 °С;

- количество испытанных образцов составляет не менее 15 для одной точки кривой МЦУ. Для построения кривой МЦУ используется не менее пяти точек для одного значения температуры. Данный объём испытаний необходимо провести для всех плавков.

Выполнение работ по увеличению значений показателя условия эксплуатации и показателя используемых свойств материала позволит увеличить степень достоверности результатов расчётов малоциклового усталости в критических зонах диска первой ступени турбины низкого давления и увеличить безопасную расчётную циклическую долговечность детали.

Также, зная влияние каждого из показателей на конечный коэффициент коррек-

ции, мы можем гибко планировать работы по увеличению ресурса на протяжении всего жизненного цикла двигателя. Возможность корректировки данных по безопасной расчётной циклической долговечности деталей и двигателя при изменении набора входящих данных (изменение условий применения воздушного судна, изменение режимов или параметров двигателя, смена поставщиков или материалов деталей и др.) является существенным преимуществом предложенного метода.

4 Заключение

Из приведённого выше примера следует вывод о необходимости повышения качества выполняемых расчётно-аналитических работ, требуемых для определения расчётных значений малоциклового усталости в критических зонах детали.

Но, несмотря на совершенство расчётно-аналитических методов определения ресурса по малоциклового усталости детали, остаётся необходимость проведения инженерных и сертификационных испытаний деталей, узлов или двигателей на малоциклового усталость с целью подтверждения заявленной циклической долговечности.

Список использованных источников

[1] Нормы прочности авиационных ГТД // Издание 6. – Москва : ЦИАМ, 2004. – С. 146-150.

[2] Manson, S. S. Fatigue: A Complex Subject – Some Simple Approximations / S. S. Manson // Proceedings. Society of Experimental Stress Analysis. – Vol. 12. – No. 2. – 1965.

[3] Биргер, И. А. Расчёт на прочность деталей машин / И. А. Биргер, Б. Ф. Шорр, Г. Б. Иосилевич // Справочник. 3-е изд., перераб. и доп. Москва : Машиностроение, 1979. – 702 с.

[4] Демьянушко, И. В. Расчёт на прочность вращающихся дисков / И. В. Демьянушко, И. А. Биргер. – Москва : Машиностроение. – 1978. – 247 с.

[5] Муралидхаран, У. Модифицированное уравнение с универсальными показателями степени для оценки усталостных характеристик металлов / У. Муралидхаран, С. Мэнсон // Теоретические основы инженерных расчётов. – 1988. – № 4. – С. 87-92.

[6] Муратов, Р. Х. Многокритериальное оптимальное проектирование основных деталей роторов ГТД для ожидаемых условий эксплуатации / Р.Х. Муратов // Автореф. дис. канд. тех. наук. – Пермь. – 2004. – 16 с.

[7] Портер, А. М. Исследование процессов накопления повреждений и разрушения валов и дисков ГТД из материалов ЭИ-961 в зависимости от длительности действия максимальных напряжений в цикле нагружения / А. М. Портер, С. А. Букатый, А. А. Округин // Вестник Рыбинской государственной технологической академии имени П. А. Соловьева – Рыбинск. – 2008. – № 2(14). – С. 65-74.

[8] Шереметьев, А. В. Прогнозирование циклической долговечности и установление ресурсов основных деталей авиационных ГТД / А. В. Шереметьев // Материалы X Международного конгресса 138 двигателестроителей. Авиационно-космическая техника и технология. – № 8. – 2005. – 5 с.

[9] Портер, А. М. К вопросу о выборе эквивалентного нагружения стандартных гладких образцов для определения малоциклового долговечности основных деталей ГТД / А. М. Портер, Г. П. Матвеев, С. А. Букатый // Материалы докладов междунар. науч.-техн. Конференции – Самара: СГАУ. – 2006. – В 2-х Ч. – Ч.2. – С. 115-116.

[10] Положение об установлении ресурсов газотурбинных двигателей гражданской авиации, их агрегатов и комплектующих изделий. // Издание 3. – ЦИАМ. – ГосНИИ ГА. – Москва. – 1994. – 18 с.

[11] Патент №2211442 Российская Федерация, МПК G01M 15/14, G01M 15/00. Способ эксплуатации двигателя : № 2001123102/06 : заявлено 16.08.2001 : опубликовано 27.08.2003 / Матвеев

Г. П., Портер А. М., Старожилов Г. И., Хохрин А. Л.; патентообладатель ОАО "Научно-производственное объединение "Сатурн" – 4 с.

[12] Временное положение об установлении и увеличении ресурсов и сроков службы газотурбинных двигателей гражданской авиации, их агрегатов и комплектующих изделий. // ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова». – 2006. – 80 с.

[13] Методика определения запасов по циклической долговечности для установления ресурса основных деталей на основе данных о сопротивлении материалов малоциклового усталости. // ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова». – 2006. – 46 с.

[14] Техническая процедура № SaM146-PWJ-TEC-PRO-ENG-00070-03 «Методика проверки срока службы, указанного в технической характеристике». // PowerJet. – 2017. – 73 с.

[15] Пахоменков, А. В. Расчётное определение ресурса основных деталей газотурбинных двигателей при малоцикловом нагружении / А. В. Пахоменков, Р. А. Азимов, С. А. Букатый // Известия вузов. Авиационная техника – Казань, 2017. – № 3. – С. 3-8.

[16] Букатый, С. А. Прогнозирование малоциклового долговечности деталей газотурбинного двигателя методом эквивалентных испытаний образцов с концентратором напряжений при растяжении-сжатии / С. А. Букатый, А. В. Пахоменков, Г. А. Солнцев, А. С. Букатый // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – Самара, 2018. – Том 17. – № 2. – С. 37-46.

**Pakhomenkov A.V. FORECASTING THE ESTIMATED LIFE OF
GTE PARTS BASED ON THE IMPACT OF
ANALYTICAL AND OPERATIONAL FACTORS**

PJSC «UEC-Saturn»

Lenin Ave., 163.,
Rybinsk, 152903,
Russian Federation

aleksandr.pakhomenkov@uec-saturn.ru

This paper considers a life analysis method applying to GTE parts and based on low-cycle fatigue endurance of parts with due account of analytical and operational factors. Using life analysis for a disk of the first stage of a low-pressure compressor as an example, it is shown that the current strength factors underestimate calculated cyclic lives over 4 times.

Bukatyy S.A. *Keywords: life; low-cycle fatigue; strength factors; analytical and operational factors*

Samara National Research University

Moskovskoe shosse, 34,
Samara, 443086,
Russian Federation

References

- [1] *Normy prochnosti aviacionnykh GTD* [Norms of strength of aviation gas turbine engines] (2002), 6th ed., CIAM, Moscow, RU, pp. 146-150. (in Russian)
- [2] Manson, S.S. (1965), "Fatigue: A Complex Subject – Some Simple Approximations", *Proceedings. Society of Experimental Stress Analysis*, vol. 12, no. 2.
- [3] Birger, I. A., Shorr, B. F. and Iosilevich, G. B. (1979), *Raschet na prochnost' detaley mashin* [Calculation of the strength of machine parts] Handbook, 3rd ed., Mechanical Engineering, Moscow, RU. (in Russian)
- [4] Dem'yanushko, I. V. and Birger, I. A. (1978), *Raschet na prochnost' vrashchayushchikhsya diskov* [Calculation of the strength of rotating disks], Mechanical Engineering, Moscow, RU. (in Russian)
- [5] Muralidkharan, U. and Menon, S. (1988), "Modifitsirovannoe uravnenie s universal'nymi pokazatelyami stepeni dlya otsenki ustalostnykh kharakteristik metallov" [Modified equation with universal exponents for assessing the fatigue characteristics of metals], *Theoretical foundations of engineering calculations*, RU, no. 4, pp. 87-92. (in Russian)
- [6] Muratov, R. Kh. (2004), *Mnogokriterial'noe optimal'noe proektirovanie osnovnykh detaley rotorov GTD dlya ozhidaemykh usloviy ekspluatatsii* [Multicriteria optimal design of the main parts of gas turbine engine rotors for expected operating conditions], abstract of Ph.D dissertation, Perm', RU. (in Russian)
- [7] Porter, A. M., Bukatyy, S. A. and Okrugin, A. A. (2008), *Issledovanie protsessov nakopleniya povrezhdeniy i razrusheniya valov i diskov GTD iz materialov EI-961 v zavisimosti ot dlitel'nosti deystviya maksimal'nykh napryazheniy v tsikle nagruzheniya* [Study of the processes of accumulation of damage and destruction of shafts and disks of gas turbine engines made of EI-961 materials depending on the duration of maximum stresses in the loading cycle], *Bulletin of the Rybinsk State Technological Academy named after P.A. Solovyova*, Rybinsk, RU, no. 2(14), pp. 65-74. (in Russian)
- [8] Sheremet'ev, A. V. (2005), "Prognozirovaniye tsiklicheskoy dolgovechnosti i ustanovleniye resursov osnovnykh detaley aviatsionnykh GTD" [Forecasting cyclic durability and establishing the life of the main parts of aviation gas turbine engines], *Materials of the X International Congress of 138 Engine Builders. Aerospace engineering and technology*, Samara, RU, no. 8, 5 p. (in Russian)
- [9] Porter, A. M., Matveenkov, G. P. and Bukatyy, S. A. (2006), "K voprosu o vybore ekvivalentnogo nagruzheniya standartnykh gladkikh obraztsov dlya opredeleniya malotsiklovoy dolgovechnosti osnovnykh detaley GTD" [On the issue of choosing equivalent loading of standard smooth samples to determine the low-cycle durability of the main parts of gas turbine engines], *Materials of reports of the international. scientific-technical Conferences*, SSAU, Samara, RU, in 2 parts, part 2, pp. 115-116. (in Russian)
- [10] GosNII GA (1994), *Polozheniye ob ustanovlenii resursov gazoturbinnnykh dvigateley grazhdanskoy aviatsii, ikh agregatov i komplektuyushchikh izdeliy* [Regulations on establishing the life of gas turbine engines for civil aviation, their units and components], 3rd ed., CIAM, Moscow, RU. (in Russian)

- [11] Matveenko, G. P., Porter, A. M., Starozhilov, G. I. and Khokhrin, A. L., JSC "Nauchno-proizvodstvennoe ob"edinenie "Saturn" (2003), *Sposob ekspluatatsii dvigatelya* [The method of operation of the engine], RU, Pat. №2211442. (in Russian)
- [12] FSUE "CIAM named after. P.I. Baranova" (2006a), *Vremennoe polozhenie ob ustanovlenii i uvelichenii resursov i srokov sluzhby gazoturbinnnykh dvigateley grazhdanskoy aviatsii, ikh agregatov i komplektuyushchikh izdeliy* [Temporary regulation on establishing and increasing the life and service life of civil aviation gas turbine engines, their units and components], RU. (in Russian)
- [13] FSUE "CIAM named after. P.I. Baranova" (2006b), *Metodika opredeleniya zapasov po tsiklicheskoj dolgovechnosti dlya ustanovleniya resursa osnovnykh detaley na osnove dannykh o soprotivlenii materialov malotsiklovoy ustalosti* [Methodology for determining cyclic durability reserves to establish the service life of main parts based on data on the resistance of materials to low-cycle fatigue], RU. (in Russian)
- [14] PowerJet (2017), *Tekhnicheskaya protsedura № SaM146-PWJ-TEC-PRO-ENG-00070-03 «Metodika proverki sroka sluzhby, ukazannogo v tekhnicheskoy kharakteristike»* [Technical procedure No. SaM146-PWJ-TEC-PRO-ENG-00070-03 "Method for checking the service life specified in the technical specifications"], RU. (in Russian)
- [15] Pakhomenkov, A.V., Azimov R. A and Bukatyy, S. A. (2017) "Raschetnoe opredelenie resursa osnovnykh detaley gazoturbinnnykh dvigateley pri malotsiklovom nagruzhenii" [Calculated determination of the resource of the main parts of gas turbine engines under low-cycle loading], *Izvestiya vuzov. Aviatsionnaya tekhnika*, Kazan, RU, no. 3, pp. 3-8. (in Russian)
- [16] Bukatyy, S. A., Pakhomenkov, A.V., Solntsev, G. A and Bukatyy, A. S. (2018), "Prognozirovanie malotsiklovoy dolgovechnosti detaley gazoturbinnogo dvigatelya metodom ekvivalentnykh ispytaniy obratstv s kontsentratorom napryazheniy pri rastyazhenii-szhatii" [Forecasting of low-cycle durability of gas turbine engine parts by the method of equivalent tests of samples with a stress concentrator under tension-compression], *Bulletin of the Samara University. Aerospace engineering, technology and mechanical engineering*, Samara, RU, Vol. 17, No. 2, pp. 37-46. (in Russian)