

ПЛАНИРОВАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА ДЛЯ ВЕРИФИКАЦИИ РАСЧЁТНЫХ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РЕСУРСА ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2019

- О. В. Самсонова** инженер-конструктор-расчётчик отдела прочностного проектирования роторов и лопаток; АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь; olga.samsonova.avid@gmail.com
- К. В. Фетисов** инженер-конструктор-расчётчик отдела прочностного проектирования роторов и лопаток; АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь; olga.samsonova.avid@gmail.com
- И. В. Карпман** начальник бригады роторов турбин, отдел прочностного проектирования роторов и лопаток; АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь; olga.samsonova.avid@gmail.com
- И. В. Бурцева** начальник отдела прочностного проектирования роторов и лопаток; АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь; olga.samsonova.avid@gmail.com

В конструкции авиационных газотурбинных двигателей есть высоконагруженные вращающиеся детали, разрушение которых может приводить к опасным последствиям. Ресурс таких деталей ограничивают с применением расчётных и экспериментальных методов. Расчётные методы назначения ресурса, которые используются без проведения ресурсных испытаний деталей или узлов двигателя, должны быть подтверждены экспериментально. Оптимальным вариантом для верификации расчётных методов определения ресурса является использование результатов циклических испытаний модельных дисков, поскольку они позволяют воспроизвести условия нагружения и состояние поверхности, которые характерны для реальных дисков, а данные об истории нагружения и свойствах материалов позволяют расчётным путём воспроизвести напряжённо-деформированное состояние дисков в условиях испытаний. Показан процесс планирования таких испытаний. Предполагается, что испытания будут проводиться в два этапа – до и после образования трещины малоциклового усталости. Сформулирован ряд критериев, которым должны удовлетворять геометрия модельных дисков и условия их нагружения. Исходя из этих критериев, спроектированы модельные диски и выбраны условия их испытаний.

Газотурбинные двигатели; малоцикловая усталость; циклические испытания дисков; методы установления ресурса; модельные диски; усталостные трещины.

Цитирование: Самсонова О.В., Фетисов К.В., Карпман И.В., Бурцева И.В. Планирование эксперимента для верификации расчётных методов определения ресурса деталей газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 143-154.
DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-143-154

Введение

Диски компрессоров и турбин современных авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) являются высоконагруженными деталями, разрушение которых может привести к опасным последствиям. Для таких деталей устанавливаются ресурсные ограничения, гарантирующие безопасную эксплуатацию воздушного судна.

При обосновании ресурса двигателей четвёртого поколения (например, двигателя ПС-90А и его модификаций) применялся расчётно-экспериментальный способ установления ресурса, обязательной составляющей которого было проведение ресурсных

испытаний деталей и узлов на специальных автономных стендах вне двигателя. Таким образом подтверждался ресурс 5000...10000 циклов [1].

Перспективным двигателям необходимо обеспечивать ресурс 20000...40000 циклов, подтверждать который в условиях стендовых испытаний неэффективно. Возникает необходимость перехода к расчётному способу обоснования ресурса. В этом случае длительные ресурсные испытания не проводятся, а к расчётам предъявляются определённые требования: методы определения ресурса должны быть подтверждены экспериментально, необходимо располагать максимально достоверной информацией о состоянии детали (геометрические параметры, качество поверхности, уровень остаточных напряжений и т.п.) и условиях её работы (условия на входе в двигатель, профиль полётного цикла, тепловое состояние), необходимо иметь банк данных материалов, содержащий все необходимые их характеристики [2]. Помимо этого необходимо сформировать систему запасов на базе достаточного количества ресурсных испытаний деталей, моделирующих поведение натуральных объектов. Оптимальным вариантом для таких испытаний является использование модельных дисков.

В работе рассматриваются некоторые аспекты планирования циклических испытаний модельных дисков; выявление наиболее значимых факторов, влияющих на долговечность; проектирование дисков и подбор условий испытаний.

Циклические испытания модельных дисков планируется проводить в два этапа: до образования трещины малоциклового усталости и после – для исследования закономерностей развития трещин в объектах, геометрически подобных реальным деталям. Планируется серия экспериментов на сплавах, применяемых для изготовления дисков компрессоров и турбин авиационных ГТД: титанового, никелевого порошкового и никелевого деформируемого. Для рассматриваемых сплавов предполагается использовать унифицированную конструкцию диска.

Этапы планирования испытаний показаны на примере диска из никелевого порошкового сплава, для которого определены условия испытаний, показана достаточность несущей способности и проведена оценка долговечности до наступления критического состояния.

Особенности конструкции и нагружения дисков

Диски компрессоров и турбин газотурбинных двигателей могут иметь разнообразные формы и размеры, обусловленные условиями работы и степенью нагруженности двигателя. Однако можно выделить некоторые общие конструктивные черты: наличие ступицы, полотна и обода, элементов крепления к валу и другим дискам, элементов крепления рабочих лопаток и отверстий, обеспечивающих циркуляцию потоков охлаждающего воздуха в полостях роторов. Полотна и ступицы дисков являются зонами действия напряжений высокого уровня, сосредоточенных в достаточно большом объёме материала. Конструктивные элементы типа замковых пазов, галтелей и отверстий являются локальными зонами действия напряжений высокого уровня – концентраторами напряжений. Напряжения в зонах концентрации могут превосходить предел текучести и приводить к возникновению пластических деформаций.

Общий уровень напряжённости элементов дисков определяется сочетанием нагружающих факторов различной природы: центробежных и температурных нагрузок высокого уровня, крутящих и изгибающих моментов от лопаточных венцов. Нагрузки циклически изменяются, следуя за сменой этапов полёта воздушного судна. Рассмотрим особенности нагружения дисков в полёте на примере турбины высокого давления.

На рис. 1 [2;3] слева показан типовой профиль изменения частоты вращения ротора, а справа – график изменения интенсивности напряжений в ступице и ободе диска турбины высокого давления.

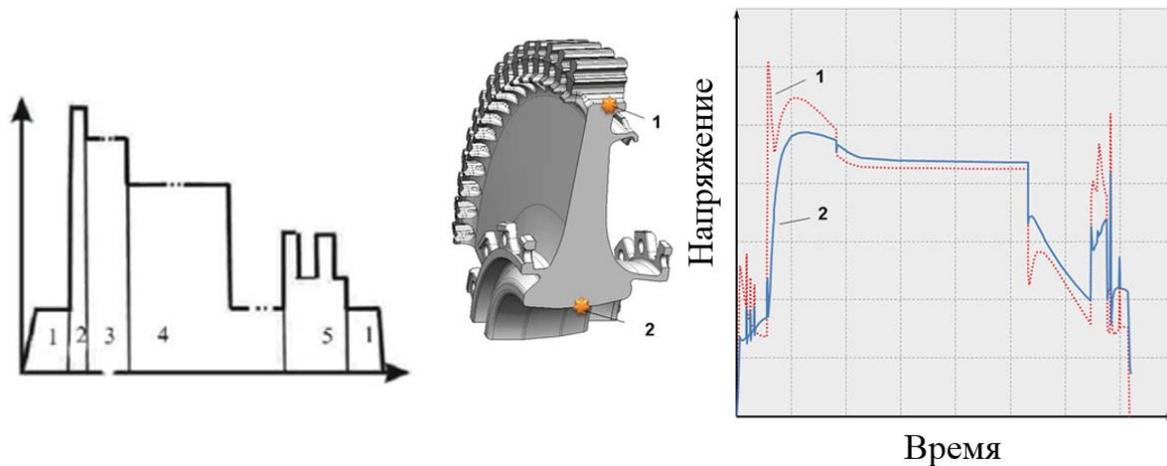


Рис. 1. Условия работы дисков ГТД гражданского назначения

Во время руления по взлётно-посадочной полосе турбина вращается с относительно небольшой скоростью, детали имеют невысокую температуру и в их критических зонах не возникает высоких напряжений. При выходе на взлётный режим резко повышаются частота вращения и температура обода дисков. Поскольку массивная ступица не успевает прогреться, то возникает температурный градиент, дополнительно нагружающий ступицу. Режим набора высоты характеризуется снижением частоты вращения, что отражается на величине напряжений, при этом температура деталей может достигать большей величины, чем на взлёте. Наиболее продолжительным режимом работы двигателя гражданской авиации является крейсерский режим, при котором мало меняются высота полёта, частота вращения ротора и температура деталей.

Обратный процесс происходит на режиме реверса тяги, когда частота вращения ротора повышается, практически достигая взлётного уровня. После остановки и полного остывания деталей двигателя напряжения возвращаются к монтажному уровню.

Ресурсные ограничения дисков

Вследствие циклического изменения упругопластических деформаций в материале дисков накапливаются необратимые микрповреждения, которые могут привести к образованию трещин и последующему разрушению детали. При менее чем 100000 циклов повторения нагрузки разрушение происходит в области малоциклового усталости [4]. В целях предотвращения разрушения дисков им назначается ресурс, в течение которого будет обеспечена целостность дисков и, следовательно, безопасность воздушного судна. Выработка ресурса дисков характеризуется их «повреждаемостью» за один цикл нагружения, т.е. за один полёт. Соответственно и ресурс дисков устанавливается в циклах или допустимом количестве полётов. На рис. 2 показаны виды ресурсных ограничений, которые применяются для дисков компрессоров и турбин при сертификации авиационных ГТД [5].

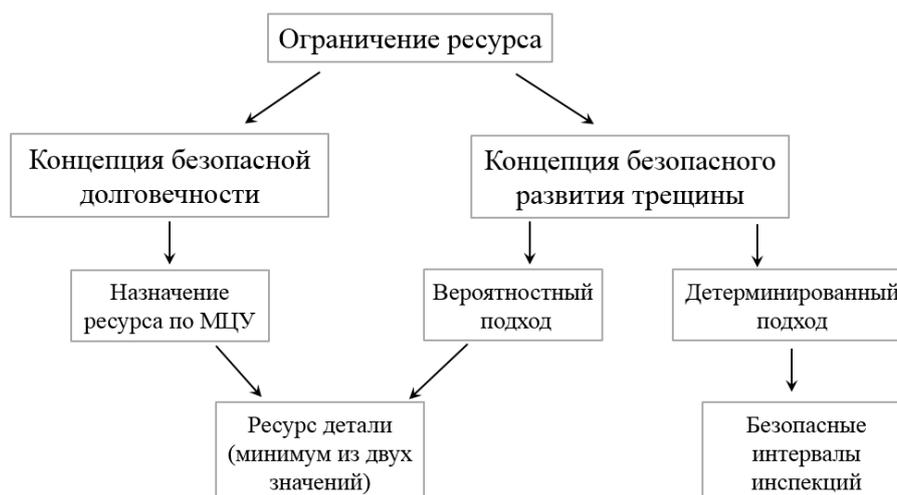


Рис. 2. Схема установления ресурсных ограничений дисков ГТД

Подход, при котором ресурс по малоцикловой усталости определяется в предположении отсутствия объёмных и поверхностных дефектов детали, называют концепцией безопасной долговечности (КБД). Ресурс по концепции безопасной долговечности может быть определён расчётным или расчётно-экспериментальным способом.

Концепция безопасного развития трещины (КБРТ) предполагает определение ресурсных ограничений с учётом возможного наличия трещин и дефектов различного происхождения в критически нагруженных зонах деталей.

КБРТ дополняет КБД, поскольку дефекты при попадании в зоны с высоким уровнем напряжений могут становиться очагами зарождения трещин и приводить к разрушению деталей до выработки ресурса, установленного в предположении о бездефектности материала [6 – 8]. Для описания закономерностей развития трещин в деталях авиационных газотурбинных двигателей используются соотношения механики разрушения в вероятностной и детерминированной постановке. Вероятностная постановка позволяет определять ресурс детали, в течение которого риск разрушения не превысит некоторого безопасного значения, установленного в нормативной документации. В этом случае точное положение и размеры дефектов неизвестны, в расчёт закладывается вероятность попадания дефекта в ту или иную критическую зону детали [9; 10]. Механика разрушения в детерминированной постановке описывает развитие трещин от дефектов, положение и ориентация которых заранее известны. Такие расчёты позволяют спрогнозировать период развития трещины и определить периодичность контроля деталей и, тем самым, исключить возможность существования трещин опасных размеров, развитие которых может привести к разрушению детали.

Описанные выше ресурсные ограничения в той или иной мере устанавливаются с применением расчётных методов, достоверность которых должна быть обоснована по результатам экспериментальных исследований. Помимо этого, необходимо сформировать систему запасов на базе достаточного количества ресурсных испытаний деталей, моделирующих поведение натуральных объектов. Оптимальным вариантом для таких испытаний является использование модельных дисков, поскольку они позволяют воспроизвести условия нагружения и состояние поверхности, которые характерны для реальных дисков, а данные об истории нагружения и свойствах материалов позволяют воспроизвести напряжённо-деформированное состояние (НДС) дисков в условиях испытаний.

Методика проектирования модельных дисков

Циклические испытания модельных дисков планируются для верификации расчётных методов определения ресурса дисков ГТД и, согласно идеологии разделения ресурсных ограничений на КБД и КБРТ, будут проводиться в два этапа – до и после появления трещины малоциклового усталости. Результаты испытания также могут использоваться в качестве экспериментальной основы для разработки и подтверждения системы коэффициентов запаса, которая будет применяться для установления ресурса реальных деталей.

В целях достижения максимально возможного подобия между условиями работы реальных и модельных дисков сформулирован ряд требований к материалам, геометрии и условиям нагружения модельных дисков. В качестве материалов рассматриваются сплавы, которые применяются для изготовления дисков компрессоров и турбин авиационных ГТД: титановый, никелевый порошковый и никелевый деформируемый. Поскольку размер заготовки диска может оказывать влияние на уровень механических свойств, размер модельных дисков должен быть сопоставим с размером реальных дисков. Удовлетворение этому критерию также необходимо для воспроизведения количества дефектов, характерного для деталей, изготовленных из титановых и порошковых сплавов. Планируется использовать унифицированную геометрию модельных дисков для всех рассматриваемых сплавов. Геометрия дисков должна быть подобна конструкции реальных дисков, содержать концентраторы напряжений, обеспечивать удобство изготовления, монтажа и контроля. Дополнительным условием является возможность размещения в контуре диска образцов, которые после испытаний позволят определить индивидуальные свойства дисков. В условиях испытаний модельные диски должны обладать достаточной несущей способностью. Сочетание геометрических и нагружающих факторов должно обеспечивать воспроизведение механизма циклической повреждаемости, характерной для диска в эксплуатации. Поэтому следует учитывать уровень эксплуатационных температур, а также влияние выдержки на циклический ресурс до появления трещины и на период её распространения.

В рамках настоящей работы рассматривается проектирование диска из никелевого порошкового сплава, нагружение которого производится при комнатной температуре в треугольном цикле «0-тах-0», без выдержки на максимальном режиме нагрузки. Возможность использования треугольного испытательного цикла для оценки долговечности дисков турбин показана в работах [11; 12]. Предполагается, что условия испытаний диска одинаковы для первого и второго этапа испытаний. Конструкция диска содержит концентратор напряжений в ободе в виде U-образной проточки, которая моделирует дно замкового паза реального диска. Диск также должен иметь элемент крепления к валу.

Проектирование диска представляет собой итерационный процесс, призванный обеспечить удовлетворение вышеперечисленным критериям. Вначале проведён анализ особенностей конструкции дисков турбин и компрессоров ГТД, а также рассмотрены примеры модельных дисков [13; 14]. Исходя из этого, выбраны форма профиля диска и ограничения по внешнему и внутреннему диаметру. Проработка конструкции диска проведена по результатам параметрического исследования (рис. 3), целью которого являлось обеспечение наибольшего размаха деформаций в концентраторе напряжений при некотором заданном значении максимальной частоты вращения диска.



Рис. 3. Параметризация геометрии модельного диска

В исследовании учитывалась толщина полотна ($T1$), количество проточек (N_Pr), радиус проточек ($R1$) и их расположение в ободке ($H1$). Анализ проводился с контролем несущей способности диска, определённой по теории предельного равновесия [15], с последующим уточнением на базе деформационного критерия разрушения по результатам моделирования раскрутки диска [16].

По результатам исследования определены основные размеры диска и параметры концентратора в его ободной части. Выбранная геометрия диска позволяет разместить в ободной части диска четыре заготовки образцов на кратковременную прочность, 20 – на малоцикловую усталость и 12 компактных образцов для испытания на циклическую трещиностойкость (рис. 4).

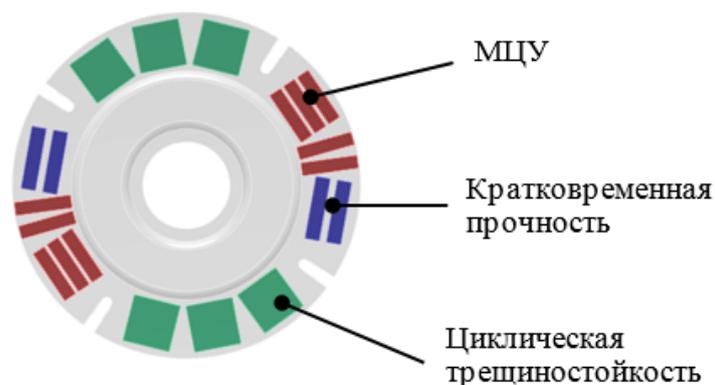


Рис. 4. Схема размещения образцов в контуре диска

Подбор условий испытаний модельного диска для данного материала проведён на основе расчётов НДС при различных значениях частоты вращения. При расчёте НДС принята модель циклически стабильного материала с анизотропным упрочнением. Модель материала предполагает установление циклической стабильности после первого цикла нагружения. Кривая деформирования при разгрузке и повторном нагружении центрально подобна начальной кривой деформирования с коэффициентом подобия $k = 2$ в соответствии с обобщённым принципом Мазинга [4]. На основе принятой модели материала удовлетворение требований к ресурсам деталей перспективных двигателей возможно при отсутствии пластических деформаций на режиме разгрузки. Исхо-

дя из этого условия, определяется максимально возможный размах деформаций, который рекомендуется реализовать в условиях испытаний:

$$\Delta\varepsilon = \frac{2\sigma_{мц}}{E}.$$

Таким образом, модельный диск, изготовленный из никелевого порошкового сплава, при температуре 20°C необходимо испытывать при частоте вращения 12500 об/мин на нагрузке и 500 об/мин на разгрузке.

Оценка ресурса модельного диска

Завершающим этапом планирования циклических испытаний модельных дисков является оценка длительности испытаний на основе расчётных методов определения долговечности дисков до появления трещины и периода развития образовавшейся трещины малоциклового усталости.

Циклическая долговечность диска до появления трещины определяется на основе экспериментальных кривых МЦУ. Кривые МЦУ – это функциональные зависимости, которые связывают размах деформаций в цикле нагружения с количеством циклов до образования трещины:

$$LgN = f(\Delta\varepsilon).$$

Циклическая долговечность определена по средним свойствам сплава и с учётом минимальных свойств, учитывающих статистический разброс существующих экспериментальных данных. Уточнение результатов оценки будет проведено после определения индивидуальных свойств заготовок модельных дисков.

Оценка продолжительности второго этапа циклических испытаний, во время которого планируется исследовать закономерности развития трещин, проведена на базе расчётов периода развития трещин в ободке дисков. Расчёты проведены при условиях нагружения, соответствующих первому этапу испытаний.

В качестве начального дефекта принята поверхностная полукруглая трещина длиной 0,8 мм и глубиной 0,4 мм, появление которой условно считается разделителем между стадиями КБД и КБРТ. В качестве конечного размера трещины принимается такой размер, при котором максимальные значения коэффициента интенсивности напряжений (КИН) соответствуют концу линейного участка на кинетической диаграмме роста усталостной трещины.

Распространение трещины моделируется последовательностью конечно-элементных расчётов в 3D-постановке диска с трещиной различного размера. Фронт трещины моделируется сингулярными конечными элементами. Приращение трещины выбирается исходя из соотношения величины коэффициента интенсивности напряжений в точках на поверхности и в глубине трещины:

$$\Delta b = \Delta a \left(\frac{K_b}{K_a} \right)^n, \quad (1)$$

где K_a и K_b – КИН в точках фронта А и В; Δb и Δa – приращения размеров трещины в соответствующих направлениях; n – показатель степени в уравнении Пэриса [17].

Одним из критериев проектирования модельных дисков является условие отсутствия пластических деформаций при разгрузке. Это требование позволяет использовать соотношения линейной механики разрушения для оценки периода роста трещин. Расчёты проводятся в упругой постановке, а для учёта сжимающих напряжений на режиме разгрузки, которые возникают после нескольких первых циклов нагружения, при определении КИН используется коэффициент, характеризующий соотношение упругих и пластических напряжений в диске без трещины [18]. На рис. 5 показан график зависимости КИН от длины трещины на поверхности проточки и эскиз расчётных фронтов, полученных с использованием соотношения (1).

По результатам расчётов получены зависимости КИН от длины и глубины трещины, максимальные значения КИН соответствуют точкам фронта на поверхности диска.

Период развития трещины от начального размера a_0 до конечного a_k описывается зависимостью на основе модели Пэриса:

$$N = \frac{1}{C} \int_{a_0}^{a_k} \frac{da}{K(a)^n},$$

где C и n – константы уравнения Пэриса, определённые по результатам испытаний компактных образцов [19]; a_0 – начальный размер трещины; a_k – критический размер трещины; $K(a)$ – зависимость КИН от длины трещины.

Период роста трещины от начального дефекта до дефекта критического размера составляет 3400 испытательных циклов, оценка долговечности детали до появления трещины составляет 6200...11900 циклов, т.е. общая длительность испытаний одного диска составит 9600...15300 циклов. Длительность испытаний близка к требуемым ресурсам деталей перспективных двигателей, что позволит воспроизвести механизм циклической повреждаемости детали.

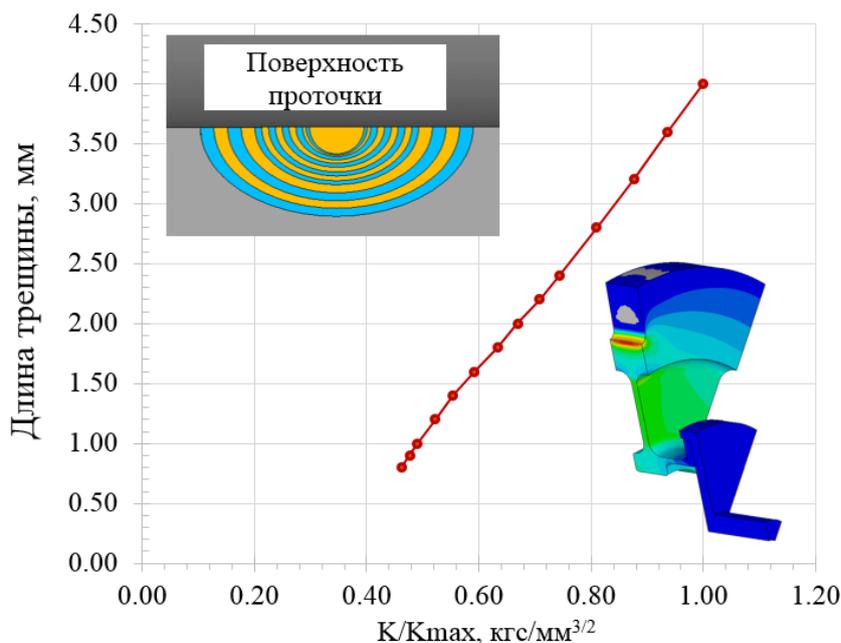


Рис. 5. Зависимость КИН от длины трещины

Заключение

В работе описаны подходы к установлению ресурсных ограничений дисков компрессоров и турбин современных газотурбинных двигателей. Возрастающие требования к ресурсам таких деталей требуют внедрения расчётных методик, для применения которых необходимо использование максимально достоверных данных об условиях эксплуатации деталей, свойствах используемых сплавов и влияния технологических особенностей изготовления деталей. Качество расчётных методов определения кинетики напряжённо-деформированного состояния и оценки циклической долговечности должно быть обосновано экспериментально с использованием объектов, максимально приближенных к реальным деталям. Для этих целей предлагается использовать циклические испытания модельных дисков. По результатам работы спроектирован модельный диск, для которого подобраны условия испытаний и проведена оценка длительности испытаний при комнатной температуре. Развитие работы будет состоять в проработке условий испытаний, позволяющих учитывать такие значимые факторы, как повышенная температура и влияние выдержки на максимальном режиме.

Библиографический список

1. Карта данных сертификата типа № FATA-02074. Авиационный маршевый двигатель ПС-90А. 2017. 16 с.
2. Inozemtsev A.A., Polatidi L.B., Andreychenko I.L. Life validation strategy // Proceedings of 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (September, 7-12, 2014, St. Petersburg, Russian Federation). 2014.
3. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Т. 4. Динамика и прочность авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2008. 191 с.
4. Биргер И.А., Мавлютов Р.Р. Сопротивление материалов: уч. пособие. М.: Наука, 1986. 560 с.
5. Потапов С.Д., Перепелица Д.Д. Определение ресурсных показателей основных деталей авиационных двигателей на основе методики остаточной долговечности // Двигатель. 2010. № 5 (71). С. 28-29.
6. Шанявский А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций. Синергетика в инженерных приложениях. Уфа: Монография, 2003. 802 с.
7. Мак-Ивили А.Дж. Анализ аварийных разрушений. М.: Техносфера, 2010. 413 с.
8. NTSB Aircraft Accident Report, NTSB/AAR-98/01 Delta Airlines Flight 288, Pensacola, Florida, 1996.
9. Нихамкин М.Ш., Вятчанин Д.А. Вероятностная оценка циклической долговечности дисков ГТД из гранулируемых материалов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2008. № 1. С. 70-71.
10. McClung R.C., Leverant G.R., Wu Y-T., Millwater H., Chell G.G., Kuhlman C.J., Lee Y.-D., Riha D.S., Johns S.R., McKeighan P.C. Development of a probabilistic design system for gas turbine rotor integrity // Proceedings of the Seventh International Fatigue Conference Beijing (China, June 8-12, 1999).
11. Nikhamkin M., Ilinykh A. Low cycle fatigue and crack grow in powder nickel alloy under turbine disk wave form loading: validation of damage accumulation model // Applied Mechanics and Materials. 2014. V. 467. P. 312-316. DOI: 10.4028/www.scientific.net/amm.467.312

12. Иноземцев А.А., Нихамкин М.Ш., Ильиных А.В., Ратчиев А.М. Экспериментальная проверка модели суммирования повреждений при циклическом нагружении дисков турбин // Известия Самарского научного центра РАН. 2012. Т. 14, № 4-5. С. 1372-1375.

13. Демьянушко И.В., Биргер И.А. Расчёт на прочность вращающихся дисков. М.: Машиностроение, 1978. 247 с.

14. Gayda J., Kantzos P. Burst testing and analysis of superalloy disks with a dual grain microstructure. NASA technical reports. 2013. 24 p.

15. Gayda J., Kantzos P. Cyclic spin testing of superalloy disks with a dual grain microstructure. NASA technical reports. 2005. 21 p.

16. Пак Е.Р., Бугреева С.И., Карпман И.В., Двойников С.С. Математическое моделирование разгонных испытаний дисков с использованием перспективных критериев разрушения // Сборник тезисов докладов Всероссийской научно-технической конференции «Авиадвигатели XXI века» (24-27 ноября 2015 г., Москва). М.: ЦИАМ, 2015. С. 594-595.

17. Branco R., Antunes F.V. Finite element modelling and analysis of crack shape evolution in mode-I fatigue Middle Cracked Tension specimens // Engineering Fracture Mechanics. 2008. V. 75, Iss. 10. P. 3020-3037. DOI:10.1016/j.engfracmech.2007.12.012

18. Потапов С.Д., Перепелица Д.Д. Исследование влияния остаточных напряжений в зоне расположения трещины на скорость её роста при циклическом нагружении // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21, № 1. С 104-110.

19. Узбяков Д.М. Исследование характеристик циклической трещиностойкости гранульного сплава на никелевой основе с разной фракцией гранул // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2015. № 40. С. 122-134. DOI: 10.15593/2224-9982/2015.40.07

DESIGN OF EXPERIMENTS FOR VERIFICATION OF COMPUTATIONAL LIFE PREDICTION METHODS

© 2019

- O. V. Samsonova** Engineer of Rotor and Blades Structural Analysis Department; UEC-Aviadvigatel Stock Company, Perm, Russian Federation; olga.samsonova.avid@gmail.com
- K. V. Fetisov** Engineer of Rotor and Blades Structural Analysis Department; UEC-Aviadvigatel Stock Company, Perm, Russian Federation; olga.samsonova.avid@gmail.com
- I. V. Karpman** Head of Turbine Rotor Team, Rotor and Blades Structural Analysis Department; UEC-Aviadvigatel Stock Company, Perm, Russian Federation; olga.samsonova.avid@gmail.com
- I. V. Burtseva** Head of Rotor and Blades Structural Analysis Department; UEC-Aviadvigatel Stock Company, Perm, Russian Federation; olga.samsonova.avid@gmail.com

The failure of heavily loaded rotating parts of aviation gas turbine engines may bring about dangerous consequences. The life of such parts is limited with the use of computational and experimental methods. Computational life prediction methods that are used without carrying out life-cycle tests of engine parts or assemblies should be substantiated experimentally. The best option for verifying the computational methods is to use the results of cyclic tests of model disks. These tests make it possible to reproduce loading conditions and surface conditions that correspond to those of real disks, and the

data on the load history and material properties make it possible to simulate stress-strain behavior of disks under test conditions by calculation. This paper shows the process of planning such tests. It is assumed that the tests will be carried out in two stages - before and after the initiation of a low-cycle fatigue crack. A number of criteria are formulated that the geometry of model disks and their loading conditions are to satisfy. Based on these criteria, model disks were designed and the conditions for their testing were selected.

Gas turbine engine; low-cycle fatigue; disk cyclic test; life prediction methods; model disk; fatigue crack.

Citation: Samsonova O.V., Fetisov K.V., Karpman I.V., Burtseva I.V. Design of experiments for verification of computational life prediction methods. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 143-154. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-143-154

References

1. FATA-02074 type certificate data sheet. PS-90A aviation propulsion engine. 2017. 16 p. (In Russ.)
2. Inozemtsev A.A., Polatidi L.B., Andreychenko I.L. Life validation strategy. *Proceedings of 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (September, 7-12, 2014, St. Petersburg, Russian Federation)*. 2014.
3. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. T. 4. Dinamika i prochnost' aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Principles of designing aircraft engines and power plants. V. 4. Dynamics and strength of aviation engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2008. 191 p.
4. Birger I.A., Mavlyutov R.R. *Soprotivlenie materialov: uch. posobie* [Strength of materials]. Moscow: Nauka Publ., 1986. 560 p.
5. Potapov S.D., Perepelitsa D.D. Determining service life rate of the main components of aircraft engines on the basis of the remaining life method. *Dvigatel'*. 2010. No. 5 (71). P. 28-29. (In Russ.)
6. Shanyavskiy A.A. *Bezopasnoe ustalostnoe razrushenie elementov aviakonstruktsiy. Sinergetika v inzhenernykh prilozheniyakh* [Safe fatigue failure of airframe elements. Synergetics in engineering applications]. Ufa: Monografiya Publ., 2003. 802 p.
7. McEvily A.J. *Metal failures: Mechanisms, analysis, prevention*. New York: Wiley, 2002. 324 p.
8. NTSB Aircraft Accident Report, NTSB/AAR-98/01 Delta Airlines Flight 288, Pensacola, Florida, 1996.
9. Nikhamkin M.Sh., Vyatchanin D.A. A probabilistic assessment of cycle life of GTE disks made of granular materials. *Russian Aeronautics*. 2008. V. 51, Iss. 1. P. 94-96. DOI: 10.3103/S1068799808010169
10. McClung R.C., Leverantet G.R., Wu Y-T., Millwater H., Chell G.G., Kuhlman C.J., Lee Y.-D., Riha D.S., Johns S.R., McKeighan P.C. Development of a probabilistic design system for gas turbine rotor integrity. *Proceedings of the Seventh International Fatigue Conference Beijing (China, June 8-12, 1999)*.
11. Nikhamkin M., Ilinykh A. Low cycle fatigue and crack grow in powder nickel alloy under turbine disk wave form loading: validation of damage accumulation model. *Applied Mechanics and Materials*. 2014. V. 467. P. 312-316. DOI: 10.4028/www.scientific.net/amm.467.312
12. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.Sh., Ilyinykh A.V., Ratchiyev A.M. Experimental checking the summation damages model at cyclic loading of turbines disks. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2012. V. 14, no. 4-5. P. 1372-1375. (In Russ.)

13. Dem'yanushko I.V., Birger I.A. *Raschet na prochnost' vrashchayushchikhsya diskov* [The strength calculation of rotating discs]. M.: Mashinostroenie Publ., 1978. 247 p.

14. Gayda J., Kantzos P. Burst testing and analysis of superalloy disks with a dual grain microstructure. NASA technical reports. 2013. 24 p.

15. Gayda J., Kantzos P. Cyclic spin testing of superalloy disks with a dual grain microstructure. NASA technical reports. 2005. 21 p.

16. Pak E.R., Bugreeva S.I., Karpman I.V., Dvoynikov S.S. Matematicheskoe modelirovanie razgonnykh ispytaniy diskov s ispol'zovaniem perspektivnykh kriteriev razrusheniya. *Sbornik tezisov dokladov Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Aviadvigateli XXI veka» (November, 24-27, 2015, Moscow)*. Moscow: TsIAM Publ., 2015. P. 594-595. (In Russ.)

17. Branco R., Antunes F.V. Finite element modelling and analysis of crack shape evolution in mode-I fatigue Middle Cracked Tension specimens. *Engineering Fracture Mechanics*. 2008. V. 75, Iss. 10. P. 3020-3037. DOI:10.1016/j.engfracmech.2007.12.012

18. Potapov S.D., Perepelitsa D.D. Research of influence of residual tension in the zone of the arrangement of the crack on the rate of its growth at cyclic loading. *Aerospace MAI Journal*. 2014. V. 21, no. 1. P. 104-110. (In Russ.)

19. Uzbyakov D.M. Research of characteristics of cyclic crack resistance of the granular alloy on the nickel basis with different fraction of granules. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2015. No. 40. P. 122-134. DOI: 10.15593/2224-9982/2015.40.07. (In Russ.)