

УДК 629.7.036:539.4

Шереметьев А. В. канд. тех. наук, заместитель главного конструктора, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03530@ivchenko-prgress.com

ОБ УЧЕТЕ МНОГОКОМПОНЕНТНОГО НАГРУЖЕНИЯ ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ ПРОЧНОСТНОЙ НАДЕЖНОСТИ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ГТД

В статье приведено обоснование возможности учета многокомпонентного нагружения при обеспечении прочностной надежности деталей авиационных ГТД. Отмечено, что использование концепции конструктивного подобия позволяет учитывать многокомпонентное нагружение деталей при наличии опыта создания, доводки, сертификации и серийной эксплуатации двигателя-прототипа. Приведен пример, когда усложняется применение линейного суммирования повреждений при определении циклической долговечности деталей. Отмечены недостатки использования эквивалентно-циклических испытаний при установлении циклических ресурсов деталей современных гражданских авиационных ГТД.

Ключевые слова: многокомпонентное нагружение, прочностная надежность, концепция конструктивного подобия, авиационные ГТД.

1. Введение

Как известно, основным показателем надежности авиационных двигателей является наработка на отказ в полетных условиях [1,2,3].

Наиболее опасными являются отказы, связанные с недостаточной прочностью деталей [1].

Основной задачей разработчика двигателя является сведение к минимуму или предотвращение прочностных отказов в пределах разрешенной наработки.

Основным способом обеспечения прочностной надежности является выбор необходимых запасов прочности и долговечности на стадии проектирования и доводки, а также подтверждение достаточности выбранных запасов при сертификации.

Существенной особенностью, усложняющей обеспечение прочности деталей, является одновременное воздействия ряда факторов нагружения. Эти факторы запускают различные механизмы разрушения: статическая прочность, длительная прочность, малоцикловая усталость, многоцикловая усталость, эрозия, коррозия, износ, контактная выносливость и др.

Совместное влияние указанных различных механизмов разрушения деталей может значительно отличаться от простого (линейного) суммирования повреждений.

Экономическое совершенство двигателя увеличивается и во многом за счет увеличения основных рабочих параметров двигателя. Поэтому для обеспечения прочности деталей в числе других необходимых мероприятий требуется более тщательно принимать во внимание действующие факторы с учетом их взаимодействия друг на друга.

В свою очередь это потребует постановку и проведение сложных, трудоемких, и дорогостоящих испытаний для каждого вида деталей (диски, лопатки, валы и т.д.) [4].

При этом нет гарантии, что на установке будут воспроизведены все действующие факторы многокомпонентного нагружения в требуемых объемах и соотношениях [5].

2. Формулирование проблемы

Многочисленные факторы, влияющие на напряженно-деформированное состояние деталей, могут рассматриваться в двух постановках (два вида нагружения) стационарное и нестационарное нагружения. Для различных деталей определяющими могут быть и стационарные и нестационарные нагружения.

Вид нагружения определяется профилем полетного цикла и продолжительностью режимов нагружения в полетном цикле (рис. 1).

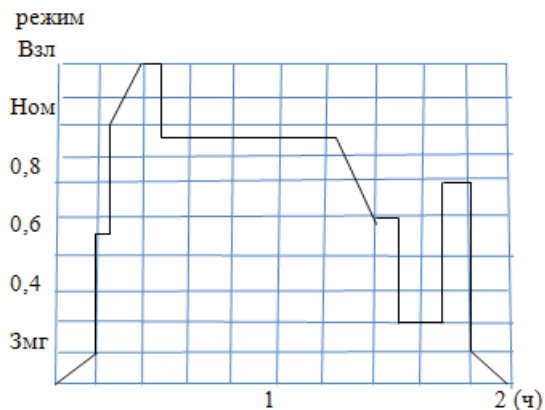


Рис. 1. Профиль полетного цикла

Учет многокомпонентного нагружения деталей авиационных ГТД требует определить основную закономерность суммирования повреждений.

Как правило, при расчетах на прочность пользуются линейным суммированием повреждений, предложенным Пальмгреном.

В соответствии с гипотезой линейного суммирования усталостных повреждений предполагается, что нарастание усталостных повреждений на любой ступени не зависит от результатов действия нагрузок на предыдущих ступенях программы нагружения.

В работе [6] приводятся экспериментальные данные при программе нагружения путем монотонно возрастающей нагрузки (рис. 2).

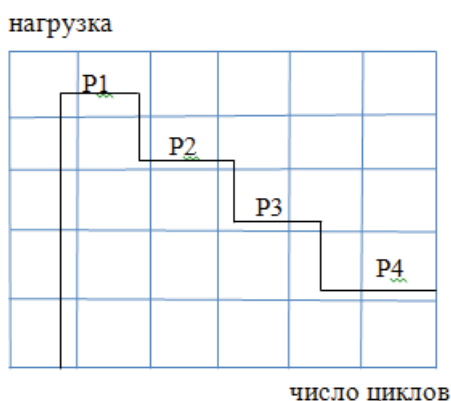


Рис. 2. Схема монотонно возрастающих ступеней программы нагружения

По результатам испытаний подтвердилось равномерное нарастание повреждений. Общая закономерность выражается уравнением (1)

$$\frac{N'_{K_1}}{N_{K_1}} + \frac{N'_{K_2}}{N_{K_2}} + \frac{N'_{K_3}}{N_{K_3}} + \dots + \frac{N'_{K_n}}{N_{K_n}} = 1, \quad (1)$$

здесь N_{K_n} - разрушающее число циклов нагрузки при коэффициенте K_n

N'_{K_n} - число циклов той же нагрузки, фактически полученное при испытаниях ($N'_{K_n} < N_{K_n}$).

Величины коэффициентов K удовлетворяют неравенству (2)

$$K_1 < K_2 < K_3 < \dots < K_n. \quad (2)$$

Отношение суммы отклонений $\frac{N'}{N}$ от единицы для всех случаев незначительно отличалось от 1 (от 2% до 6%).

При изменении порядка смены ступеней программы нагружения на обратный (начинать нагружение с более высоких ступеней нагрузки

и переходить на более низкие), получилась совершенно иная зависимость.

Более высокая нагрузка резко изменяет закон накопления усталостных повреждений при дальнейшем приложении более низких уровней нагрузки (рис. 3).

Таким образом, применение линейного закона суммирования повреждений в этом случае усложняется.

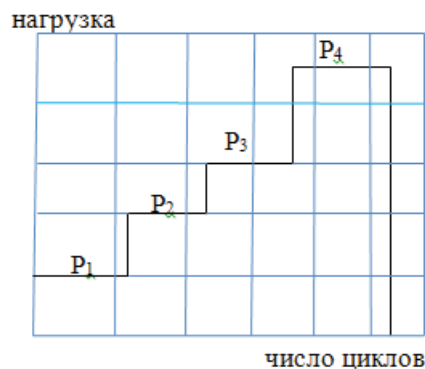


Рис. 3. Схема монотонно убывающих ступеней программы нагружения

Число факторов от которых может зависеть эффект воздействия более высоких нагрузок на более низкие велико, поэтому суммирование повреждений значительно усложняется.

Это самым серьезным образом усложняет возможность суммирования повреждений при многокомпонентном нагружении деталей. Поэтому на практике проведение учета многокомпонентного нагружения сильно затрудняется.

Даже в приведенном простейшем случае ступенчатой программы нагружения (см. рис. 1) описанная экспериментальная работа потребовала около 4 миллионов низкочастотных циклов повторной нагрузки.

При сложных программах трудность решения увеличивается соответственно увеличению числа параметров, определяющих программу нагружения [6].

3. Решение проблемы

Рассматривая возможность учета многокомпонентного нагружения на прочность деталей авиационных ГТД, следует прежде всего сказать, что существует давно известный экспериментальный путь такого суммирования – это проведение эквивалентно-циклических испытаний полноразмерного двигателя.

При проведении эквивалентно-циклических испытаний (ЭЦИ) на все детали двигателя действует весь спектр нагрузок: статические, переменные, температурные и др.

Сочетание величин и последовательность действия нагрузок при стационарном и не-

стационарном нагружении, их взаимовлияние друг на друга и влияние на прочностную надежность деталей воспроизводят влияние реальных нагрузок в составе двигателя.

Этот путь хорош при относительно небольших значениях ресурса (до 2000-3000 часов). Ресурсы современных гражданских двигателей составляют 40 000-60 000 часов и более.

В этих случаях путь обеспечения прочностной надежности на основании ЭЦИ теряет свою привлекательность из-за больших материальных и временных затрат [7].

Говорить о возможности разработки аналитического метода прочностной надежности можно лишь весьма условно, поскольку как представлено выше (см. введение) требуется проведение сложных, громоздких, дорогостоящих экспериментов, которые к тому же не все факторы могут учесть, да еще трудно решаемым является метод суммирования повреждений.

Ключом к решению проблемы учета многокомпонентного нагружения является применение концепции конструктивного подобия и использование опыта разработки, доводки, сертификации и серийной эксплуатации двигателя-прототипа.

Конструктивное подобие – это общее свойство деталей, которое позволяет использовать опыт доводки, испытаний и эксплуатации деталей – прототипов для обеспечения прочностной надёжности деталей вновь создаваемых авиационных ГТД.

Конструктивное подобие – это один из видов приближенного подобия, при котором оригинал и модель выполняют сходные функции, реализуют сходные физические процессы в составе авиационного ГТД, имеют однотипные факторы термомеханического и вибрационного нагружения, одинаковое математическое описание напряженно-деформированного и теплового состояния и изготовлены из родственных материалов.

Имея параметры прочностной надежности деталей-прототипов из одной и той же группы однотипных деталей, можно определять параметры прочностной надежности деталей вновь создаваемых авиационных ГТД [8].

Принцип конструктивного подобия состоит в том, что конструктивное подобие может служить основой для сравнения параметров прочностной надежности деталей авиационных ГТД.

Сравнение (определение) параметров прочностной надежности может быть выполнено, как правило, только среди конструктивно подобных деталей (диск с диском, вал с валом, лопатка вентилятора с лопаткой вентилятора).

Сравнение проводится в критических зонах деталей (в зонах концентрации напряжений).

Концентраторы должны быть идентичными по виду концентратора (отверстие, галтель, радиус перехода и пр.).

При конструктивном подобии в отличие от физического подобия нет равенства критериев подобия. Как правило, всегда существует некоторое отличие в критериях.

Это отличие учитывается при определении параметров прочностной надежности по установленным и подтвержденным аналитическим зависимостям. При этом используются сертифицированные пакеты прикладных программ. Как указывал автор [8], такой подход не противоречит классической теории подобия.

В классической теории подобия устанавливаются условия моделирования для широкого класса явлений.

При использовании конструктивного подобия рассматриваются условия моделирования только для обеспечения прочностной надежности деталей авиационных ГТД.

Поскольку при моделировании соблюдение критериев краевого теплового подобия, геометрического подобия, равенства напряжений и деформаций в соответствующих точках конструкции не всегда возможно и целесообразно, то моделирование можно проводить воспользовавшись имеющимися подтвержденными экспериментально аналитическими зависимостями между определяющими параметрами [9].

Использование конструктивного подобия для обеспечения прочностной надёжности вновь создаваемых авиационных ГТД стало возможным в связи со следующим.

1) В последние 35-40 лет были созданы пакеты прикладных программ на основе численных методов (в первую очередь метода конечных элементов). Эти пакеты прикладных программ позволяют самым точным образом учитывать влияние геометрии деталей (в том числе отличия геометрии одной детали от другой, конструктивно ей подобной) на напряженно-деформированное состояние.

2) Проведены экспериментальные исследования, показавшие влияние концентрации напряжений, градиентов напряжений на кинетику напряженно-деформированного состояния детали в зоне концентрации.

3) Накоплен значительный опыт проведения эквивалентно-циклических испытаний деталей в составе двигателя по программам, учитывающим влияние выдержки в цикле нагружения, влияние асимметрии цикла, полного спектра нагрузок на деталь (включая и вибрационные напряжения) и пр.

Концепция конструктивного подобия заключается в возможности использования принципа конструктивного подобия для обеспечения ста-

тической и динамической прочности, обеспечении ресурсов основных деталей, сертификации вновь создаваемых авиационных ГТД.

Зависимости для определения параметров прочностной надежности вновь проектируемых основных деталей авиационных ГТД включают в себя соответствующий параметр прочностной надежности детали-прототипа и ряд коэффициентов, учитывающих изменение факторов, влияющих на прочностную надежность [7] (3):

$$P_{o_i} = P_{m_i} \prod_{j=1}^{j=n} f_j (i = 1...k), \quad (3)$$

где P_{o_i}, P_{m_i} - параметры прочностной надежности оригинала и модели;

$f_j (i = 1...k)$ - коэффициенты, учитывающие влияние отличий в условиях нагружения и свойств материалов оригинала и модели.

В [7] приведено определение одного из факторов прочностной надежности – запаса местной статической прочности.

Другим фактором прочностной надежности служит количество циклов нагружения до разрушения детали (появления трещины)

$$N_{o_i} = N_{m_i} \prod_{j=1}^{j=n} C_j (c = 1...n), \quad (4)$$

где C_1 - коэффициент, учитывающий влияние свойств материала;

$$C_1 = \frac{N_H}{N_{np}}; \quad (5)$$

C_2 - коэффициент, учитывающий влияние обобщенного полетного цикла;

$$C_2 = \frac{N_{нопл}}{N_{пропл}}; \quad (6)$$

C_3 - коэффициент, учитывающий влияние технологии изготовления детали;

$$C_3 = \frac{N_{нт}}{N_{пнт}}; \quad (7)$$

C_4 - коэффициент, учитывающий влияние переменных напряжений;

$$C_4 = N_{np} \left(\frac{f_{a1}}{f_1} \right)^{v1} \left(\frac{e1}{y1} \right) \left(\frac{f_{a2}}{f_2} \right)^{v2} \left(\frac{e2}{y2} \right), \quad (8)$$

где V_1, V_2 - коэффициенты зависящие от материала, определяемые экспериментально ($V_1 V_2 < 2$);

f_1, f_{a1}, f_2, f_{a2} - частоты приложения основной и вибрационной нагрузок;

y_1, y_2, e_1, e_2 - амплитуды основного цикла изменения деформаций и вибрационного воздействия.

Как правило, полетный цикл вновь создаваемого двигателя практически по всем видам режимов работы, по количеству и величине преимуществей перехода с режима на режим соответствует полетному циклу двигателя-прототипа.

При отличии повреждаемости полетного цикла по малоцикловой усталости или длительной прочности от прототипа, это может быть учтено соответствующим коэффициентом. На двигателе-прототипе проведен весь требуемый комплекс работ на этапах проектирования, доводки, сертификации, которым подтверждается прочностная надежность деталей во всем эксплуатационном диапазоне параметров.

Дополнительным подтверждением прочностной надежности деталей-прототипов служит положительный опыт эксплуатации двигателя.

Это подтверждает определение факторов прочностной надежности вновь проектируемого двигателя.

При использовании принципа конструктивного подобия, также как и в случае физического подобия неизбежно встают вопросы о влиянии масштабного фактора и о влиянии степени неравномерности распределения напряжений в поверхностном слое.

Вопрос о влиянии масштабного фактора решается с использованием условия подобия материалов в статистическом смысле и учитывается одной из составляющих конструктивного подобия.

Учет влияния степени неравномерности распределения напряжений в поверхностном слое осуществляется приложением нагрузки на узлы конечноэлементной сетки, параметры которой одинаковы для модели и натуре.

При одинаковых конструктивных схемах и близких параметрах двух двигателей (частоты вращения роторов, температуры газов, давления за компрессором и др.) и при незначительных отличиях в геометрии вне критических зон конструктивное подобие переходит в физическое.

Для статической задачи термоупругости физическое подобие означает равенство шести определяющих критериев подобия [8] (8)

$$K_i = idem (i = 1...6). \quad (9)$$

В случае существования физического подобия параметры прочностной надежности могут быть взяты с прототипа практически без

пересчета (особняком может стоять несколько отличный профиль полетного цикла от профиля полетного цикла двигателя-прототипа).

Выводы

1. Для возможности учета многокомпонентного нагружения для обеспечения прочностной надежности основных деталей авиационных ГТД требуется наличие значительного опыта создания двигателей.

2. При небольших значениях ресурса проектируемого двигателя с учетом многокомпонентного нагружения параметры прочностной надежности могут быть получены расчетно-экспериментальным путем (ЭЦИ).

3. Для учета многокомпонентного нагружения при обеспечении прочностной надежности основных деталей двигателей для гражданских самолетов следует использовать концепцию конструктивного подобия, опыт создания и эксплуатации двигателя-прототипа.

Литература

1. Ресурсное проектирование авиационных ГТД. – М.: ЦИАМ, 1990. – 208 с. (Труды ЦИАМ № 1253).

2. Акимов В. М. Основы надёжности газотурбинных двигателей [Текст] / В. М. Акимов М.: Машиностроение, 1981.- 208 с.

3. Косточкин В. В. Надёжность авиационных двигателей и силовых установок [Текст] / В. В. Косточкин М.: Машиностроение, 1988.- 272 с.

4. Колотников М.Е. Предельное состояние и прогнозирование ресурса ГТД в условиях многокомпонентного нагружения [Текст] / М.Е. Колотников / под ред. д.т.н., проф. В.М. Чепкина. – Рыбинск: Изд-во РГАТА, 2003. –136 с.

5. Третьяченко Г. Н. Моделирование при изучении прочности конструкций [Текст] / Г. Н. Третьяченко – К.: Наукова думка, 1979. –230 с.

6. Марин Н. И. Статическая выносливость элементов авиационных конструкций [Текст] / Н. И. Марин – М.: Машиностроение, 1968. – 164 с.

7. Муравченко Ф.М. Использование конструктивного и физического подобия для установления ресурсов двигателя [Текст] / Ф. М. Муравченко, Д. Ф. Симбирский, А. В. Шереметьев // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научн. Тр. - Харьков.: Гос. аэрокосмич. Ун-т, 2001.-Вып. 23 - С. 113-115.

8. Шереметьев А. В. Конструктивное подобие в деталях авиационных ГТД [Текст] / А. В. Шереметьев // Авиационно-космическая техника и технология.- 2012.-Вып. 9/96 – С. 49-53.

9. Третьяченко Г.Н. Механика материалов энергетического машиностроения [Текст] / Г. Н. Третьяченко– К.: Наукова думка, 1989. – 312 с.

Поступила в редакцию 26.06.2018

О. В. Шереметьев. Про врахування багатоконпонентного навантаження у забезпеченні міцності надійності деталей авіаційних ГТД

Наведено обґрунтування можливості врахування багатоконпонентного навантаження у забезпеченні міцності надійності деталей авіаційних ГТД. Відзначено, що використання концепції конструктивної подібності дозволяє враховувати багатоконпонентне навантаження деталей за наявності досвіду створення, доведення, сертифікації та серійної експлуатації двигуна-прототипу. Наведен приклад коли ускладнюється застосування лінійного сумування пошкодженості у визначенні циклічної довговічності деталей. Відзначені недоліки використання еквівалентно-циклічних випробувань у встановленні циклічних ресурсів деталей сучасних цивільних авіаційних ГТД.

Ключові слова: багатоконпонентне навантаження, міцність надійність, концепція конструктивної подібності, авіаційні ГТД.

O. V. Sheremetyev. About the calculation of polycomponent loading at the providing strength reliability of the aviation GTE components

One of the most valuable tasks at the creation of GTE is to provide it's strength and reliability. The main way of providing strength reliability of the GTE is to keep safety factors at the correspondent level. A valuable particularity which complicate providing of the strength of the parts is the actions a row of loading factors at the same time. This loading factors course to different mechanisms of fracture: static fracture, HCF, LCF, erosion, corrosion contact fatigue and so on. The joint influence of loading factors mentioned above has a big difference from linear summation the influence of the same factors. For this reason to take into account the influence of loading factors means to make a lot of very complex experiments which needs a

lot of money and a lot of time. At the same time we are not sure that all loading factors will be applied correctly. In the article there was grounded the possibility of the calculation in another way polycomponent loading at the providing strength reliability of the aviation GTE components. It was marked that the using of design similarity conception allow to calculate polycomponent loading of the engine components at the presents of the creation, working out, certification and service engine-prototype experience. There was bringing the example when the application of the linear summation of the damages complicated at the determination of the components cyclic durability. There was marked short comings of the establishment of the modern civil aviation GTE components service life by equivalent-cyclic tests. The design similarity is the joint property of the parts. This property allows to use experience of creation engine-prototype to provide the strength and reliability of the parts of the engine The comparison of the strength reliability parameters we make only for the similar parts (disc with disc shaft with shaft and so on) at the similar critical zones (concentrations of stress). The using of design similarity for the providing of strength reliability for the parts of the new GTE became possible because of the appearance of program complexes like NASTRAN, ANSYS etc., experimental research works for the influence of concentrations of stress, gradients of stress on the kinetic of the stress-deformation state of the parts in the critical zones, experiments works (especially equivalent-cyclic tests) and so on. We are more sure in the results of our estimation of strength reliability if the flight cycle of the new engine and flight cycle of the engine-prototype are similar. But if the flight cycles are different we can take this in to account.

Key words: polycomponent loading, strength reliability, design similarity conception, aviation GTE.

References

1. Resursnoe proektirovanie aviacionnyh GTD [Projection of the aviation GTE service life]. –M.: CIAM,1990. – 208p.(Trudy CIAM no.125).
2. Akimov V. M. Osnovy nadezhnosti gazo-turbinnnyh dvigateley [The base of the reliability of the gasturbine engines]. M.: Mashinostroenie, 1981. -208 p.
3. Kostochkin V. V. Nadezhnost aviacionnyh dvigateley isilovych ustanovok [Reliability of the aviation engines and power stations]. M.: Mashinostroenie, 1988. – 272 p.
4. Kolotnikov M. E. Predelnoe sostoyanie iprognozirovanie resursa GTD v usloviyach mnogokomponentnogo nagruzheniya [Limited state and prognosis of the GTE service life at the conditions of the polycomponents loading].pod. red. d. t. n., prof. V. M.Chepkina.- Rybinsk:Izd-vo RGATA, 2003. – 136 p.
5. Tretyachenko G. N. Modelirovanie pri izuchenii prochnosti konstrukciy [Modeling at the study of the design strength].– K.: Naukovadumka, 1979, - 230 p.
6. Marin N. I. Statischeckaya vynoslivost elementov aviacionnyh konstrukciy [Static fatigue of the aviation design elements].– M.: Mashinostroenie, 1968. – 164 p.
7. Muravchenko F. M, Simbirskiy D. F., Sheremetyev A. V. Ispolzovanie konstruktivnogo i fizicheskogo podobiya dlya ustanovleniya resursov dvigatelya. [The using of the design and physical similarity for the establishing of the engine service life]. Aviacionno-kosmicheskaya tehnika i tehnologiya [Aviation – cosmic technics and technology proc.] Kharkov.: Gos. Aerokosmich. Un-t, 2001. – Vol. 23 – P. 113-115.
8. Sheremetyev A. V. Konstruktivnoe podobie v detalyach aviacionnyh GTD [The design similarity in the aviation GTE elements]. Aviacionno-kosmicheskaya tehnika i tehnologiya [Aviation – cosmic technics and technology proc.]. Kharkov.: Gos. Aerokosmich. Un-t, - 2012. – Vol. 9/96- P. 49-53.
9. Tretyachenko G. N. Mechanika materialov energeticheskogo mashinostroeniya [The mechanics of the materials of the energy machinbulding].– K.: Naukovadumka, 1989. – 312 p.