

А.В. ШЕРЕМЕТЬЕВ, Т.И. ПРИБОРА, В.В. ТИХОМИРОВ*ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина*

АНАЛИЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ СУБМОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ И РЕСУРСА ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Приведен пример использования субмоделирования для получения достоверного значения напряжений и деформаций в критической зоне детали. Описано дальнейшее применение результатов определения напряженно-деформированного состояния для обеспечения прочностной надежности элементов двигателей в рамках концепции конструктивного подобия. Эффективность применения концепции конструктивного подобия подтверждена успешной серийной эксплуатацией авиационных ГТД. В настоящей работе рассмотрено применение метода установления ресурсов на основании использования кривых МЦУ, построенных для образцов с надрезом. Рассмотренный метод определения циклических ресурсов деталей авиационных ГТД, основанный на построении кривых МЦУ для образцов с надрезом, представляет интерес для практического использования.

Ключевые слова: *напряженно-деформированное состояние, долговечность, концентрация напряжений, критические зоны детали, концепция конструктивного подобия, субмодель, «жесткий» цикл.*

1. Введение

Успешное проектирование, доводка, сертификация и обеспечение надежной эксплуатации авиационных ГТД во многом зависит от достоверного определения напряженно-деформированного состояния (НДС) основных деталей. Циклический ресурс в основном зависит от НДС в критических зонах – зонах концентрации напряжений.

Результаты расчетов НДС зависят от правильности и уровня выбранной расчетной модели, в особенности в районе критических зон.

Существуют методы, позволяющие оптимизировать конечно-элементную сетку и повысить точность расчета НДС.

Одним из методов, позволяющих повысить точность расчетов и оптимизировать конечно-элементную сетку, является метод субмоделирования [1].

В соответствии с этим методом, расчеты проводятся в несколько этапов. Сначала выполняется расчет с достаточно грубой сеткой, чтобы определить локализацию зон максимальных напряжений (критические зоны). Затем в районах максимальных напряжений вычленяется субмодель [2], имеющая значительно большую плотность сетки. При этом граничные условия берутся из полной модели.

Полученные напряжения и деформации в дальнейшем используются для обеспечения прочностной надежности деталей авиацион-

ных ГТД. Особенно эффективно использование результатов определения напряженно-деформированного состояния элементов конструкции в русле концепции конструктивного подобия деталей [3].

2. Формулирование проблемы

Проблема получения достоверного уровня напряжений в критических зонах детали часто заключается в создании оптимальной конечно-элементной сетки.

Определение достаточности измельчения сетки можно производить с использованием вычисления погрешностей между расчетами на грубой, средней и мелкой сетках, учитывая при этом и погрешность от пересчета граничных условий на субмодель [2]. В настоящей работе рассмотрен пример с использованием для определения достаточности измельчения сетки полной деформации в зонах концентрации напряжений.

Таким образом в настоящей статье рассматриваются проблемы получения достоверных значений напряжений, деформаций в критических зонах деталей и использование результатов определения НДС для обеспечения прочностной надежности деталей авиационных ГТД в рамках концепции конструктивного подобия.

Конкретным примером может служить использование ретроспективного метода установления циклических ресурсов двигателям с высокой степенью двухконтурности (Д-18Т серии 3, Д-436Т1-ТП, Д-436-148).

3. Решение проблемы

Рассматривается диск компрессора двигателя с высокой степенью двухконтурности. Замковое соединение диска с лопаткой имеет форму «ласточкиного хвоста». За субмодель в рассматриваемом случае приняты объемы паза диска, включающие в себя радиусный переход вдоль паза от левой и правой площадок смятия к донышку паза (рис. 1).

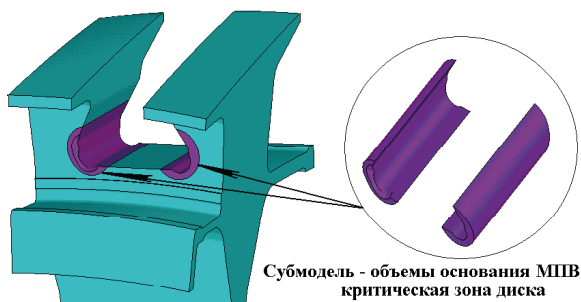


Рис. 1. Модель диска с выделенным объемом субмодели

Именно на этой субмодели будем проводить серию последовательных расчетов, каждый раз совершая генерацию новой сетки с уменьшением размера элемента.

Расчетная твердотельная модель рабочего колеса представляет собой циклосимметричный сектор:

$$\alpha = \frac{360}{z}, \quad (1)$$

где z — число лопаток диска.

В модели используется объемный элемент второго порядка, гексаэдр, для обеспечения более точного определения напряжения в интересующей зоне. Взаимодействие диска с лопаткой обеспечено контактными элементами. Задаются частота вращения диска и температурное поле взлетного режима. Расчеты выполнены в упругой и упруго-пластической области.

Полная модель показана на рисунке 2.

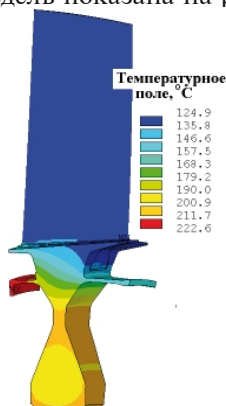


Рис. 2. Полная расчетная модель рабочего колеса компрессора

Объемная 3-D модель рабочей лопатки выполнена с использованием элемента второго порядка, как и модель сектора диска

Полученные в результате расчета распределения упругих и упругопластических напряжений в диске показаны на рисунке 3. Критические зоны в диске расположены в острых углах со стороны входа и выхода в межпазовых выступах диска. Максимальные напряжения локализуются в критической зоне в основании межпазового выступа диска со стороны острого угла на выходе из паза.

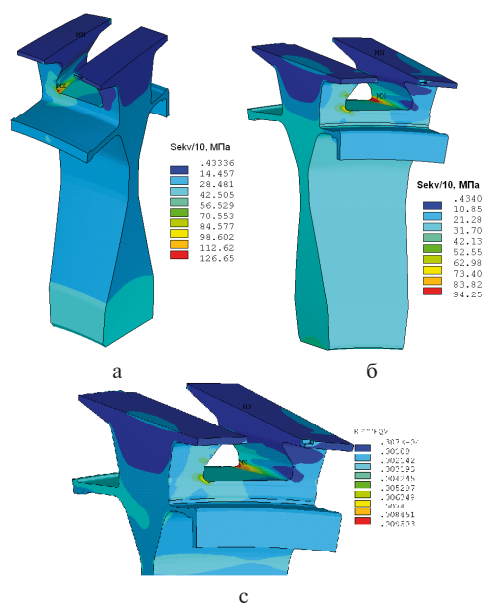


Рис. 3. Результаты расчета полной модели а - упругие эквивалентные напряжения, б - пластические эквивалентные напряжения, в - полная деформация в диске

В полной модели диска присутствуют и объемы, которые будут служить субмоделями. После выбора объемов субмоделей, генерируется новая конечно-элементная сетка с меньшими по размеру элементами (рис. 4).

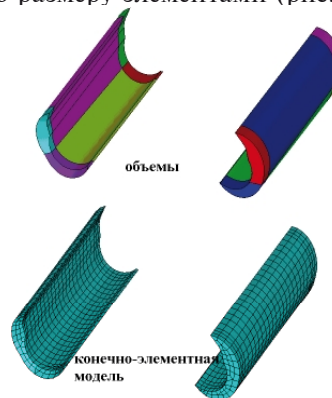


Рис. 4. Субмодель диска представлена объемом и конечно-элементной моделью

Граничные условия в виде перемещений брались из предыдущего расчета и прикладывались на внутренние (в полной модели) поверхности субмодели.

Расчет НДС субмоделей выполнялся последовательно с уменьшением размера элемента. Уменьшение размера элемента в субмоделе прекращалось, когда величина полной деформации оставалась неизменной в пределах допуска 1,5% относительно расчета с предыдущим размером элемента (рис. 5).

Для снижения уровня действующих напряжений в критических зонах диска внесены изменения в профиль межпазового выступа, а именно: увеличен радиус сопряжения (модификация диска).

Некоторые результаты расчетов НДС, проведенных для исходного и модифицированного дисков, приведены в таблице 1.

В таблице анализируются изменения величин эквивалентных напряжений, полных деформаций в основании межпазового выступа со стороны выхода из колеса. Результаты приведены для исходного и модифицированного вариантов колес. Расположение критической зоны не изменилось

Таблица 1

Эквивалентные напряжения и полная деформация в критической зоне дисков компрессора

Модель	Профиль диска	
	Исходный	Модифицированный
Полная модель	$\sigma_{\text{экв}} = 942,5 \text{ МПа}$ $\xi_{\text{total}} = 0,0095$	$\sigma_{\text{экв}} = 903,1 \text{ МПа}$ $\xi_{\text{total}} = 0,0084$
0 субмодель	$\sigma_{\text{экв}} = 942,4 \text{ МПа}$ $\xi_{\text{total}} = 0,009496$	$\sigma_{\text{экв}} = 902,6 \text{ МПа}$ $\xi_{\text{total}} = 0,0084$
1 субмодель	$\sigma_{\text{экв}} = 902,2 \text{ МПа}$ $\xi_{\text{total}} = 0,01094$	$\sigma_{\text{экв}} = 877,7 \text{ МПа}$ $\xi_{\text{total}} = 0,008856$
2 субмодель	$\sigma_{\text{экв}} = 904,5 \text{ МПа}$ $\xi_{\text{total}} = 0,0117$	$\sigma_{\text{экв}} = 870 \text{ МПа}$ $\xi_{\text{total}} = 0,008998$
3 субмодель	$\sigma_{\text{экв}} = 909,7 \text{ МПа}$ $\xi_{\text{total}} = 0,0121$	-
4 субмодель	$\sigma_{\text{экв}} = 913 \text{ МПа}$ $\xi_{\text{total}} = 0,0124$	-

Используя результаты расчета (см. таблицу 1), на рисунке 5 приведена графическая зависимость величины полной деформации от относительного размера элемента. Как видно из графика, по мере измельчения размера элемента, изменение величины полной деформации уменьшается и становится практически нулевой величиной.

Это означает, что дальнейшее измельчение сетки субмодели становится нецелесообразным и полученные величины напряжений и полной деформации могут быть использованы для анализа статической прочности и циклической долговечности детали (в данном случае – рассматриваемого диска).

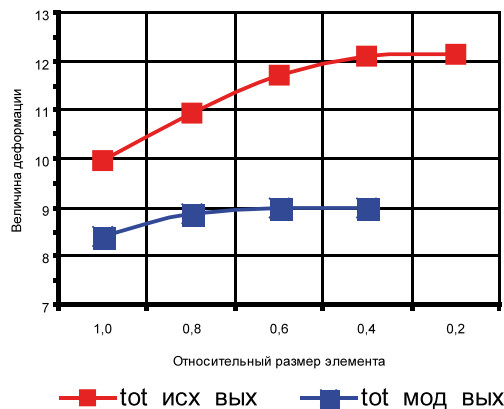


Рис. 5. Характер изменения величины полной деформации от относительного размера элемента сетки в субмодели

За относительный размер элемента принято отношение

$$l_i = l_i / l_{\text{исх}}, \quad (2)$$

где l_i - размер конечного элемента в i -й субмодели;

$l_{\text{исх}}$ - размер конечного элемента в полноразмерной модели.

Сравнивая величины эквивалентных напряжений и полных деформаций, полученные в результате определения НДС с использованием субмоделирования для исходного и модифицированного дисков, видим, что при введении конструктивных изменений величина полной деформации изменяется в значительно большей степени, чем величина эквивалентных напряжений (см. таблицу 2).

Величина уменьшения эквивалентных напряжений при модификации диска составила 4,7%, величина уменьшения полной деформации составила 27,43%.

Таблица 2

Результаты расчета с физической нелинейностью свойств материала диска 1 ступени

Диск	Эквивалентные напряжения, МПа	Полная деформация, %
Исходный	913	0,0124
Модифицир.	870	0,008998

Это может означать, что величина полной деформации является более чувствительной к конструктивным изменениям и, поэтому, при анализе циклической долговечности целесообразно использовать величину полной деформации. Далее можно переходить к определению параметров прочностной надежности.

Определение параметров прочностной надежности деталей вновь создаваемого двигателя производится на основании аналитической зависимости (3). Предложенная зависимость связывает между собой соответствующие параметры прочностной надежности объекта и модели и ряд коэффициентов, учитывающих влияние составляющих конструктивного подобия.

$$P_{oi} = P_{mi} \prod_{j=1}^n \zeta_j \quad (i = 1 \dots n), \quad (3)$$

где P_o , P_m – параметры прочностной надежности оригинала и модели;

$\zeta(i = 1 \dots 6)$ – коэффициенты, учитывающие влияние отличий в условиях нагружения и свойств материала оригинала и модели.

При анализе статической прочности может быть использована величина эквивалентных напряжений.

Обеспечение статической прочности деталей авиационных ГТД может быть выполнено на основании сравнения с напряженностью аналогичных деталей подобной конструкции, работающих на двигателях – прототипах. Обычно такое сравнение может быть проведено в рамках установленных запасов прочности. Установленные величины запасов прочности могут меняться в зависимости от достоверности применяемых методик определения НДС деталей, размеров деталей, применяемых материалов и пр.

Запас местной статической прочности в критических зонах детали (модели) находится с использованием аналогичного запаса прочности детали – прототипа (оригинала) по формуле (4):

$$n_o = n_m \cdot \prod_{j=1}^n (\zeta_j), \quad (4)$$

где ζ_1 – коэффициент, учитывающий влияние масштабного фактора на свойства материала;

ζ_2 – коэффициент, учитывающий влияние отличий в тепловом состоянии на свойства материала;

ζ_3 – коэффициент, учитывающий отличие уровня эквивалентных напряжений в критических зонах оригинала и модели;

ζ_4 – коэффициент, учитывающий отличие свойств применяемых материалов деталей модели и оригинала;

ζ_5 – коэффициент, учитывающий отличие в технологии изготовления деталей;

ζ_6 – коэффициент, учитывающий отличие повреждаемости деталей в полетном цикле по длительной прочности.

Коэффициенты $\zeta_1 \dots \zeta_6$ могут вычисляться либо аналитически, либо приниматься на основании экспериментально-расчетных данных.

Определение циклической долговечности деталей может осуществляться на основании расчетно-экспериментальных работ.

Одним из методов определения циклической долговечности является использование кривых малоциклового усталости (МЦУ), построенных на основании испытаний гладких круглых образцов. Этот способ отличается большой консервативностью результатов [4]. При этом методе принимается, что механизм накопления и развития малоциклового повреждения в гладком образце и в зоне концентрации напряжений в полноразмерной детали одинаков.

Между тем, в зонах концентрации напряжений процессы упруго-пластического деформирования материала и накопления малоциклового повреждения «являются нестационарными и характеризуются непрерывной трансформацией полей деформаций и напряжений как в пределах цикла нагружения, так и от цикла к циклу» [5].

В гладком образце максимальные напряжения растяжения действуют по всему сечению и не имеют возможности перераспределяться, подгружая соседние области сечения [4].

Успешно применяется ретроспективный метод установления ресурсов авиационных ГТД на двигателях разработки ГП «Ивченко-Прогресс». В настоящее время наработка парка двигателей, созданных на основании концепции конструктивного подобия (в том числе применения ретроспективного метода установления ресурса) превысила 2 млн часов. Нарботка отдельных экземпляров превышает 24000 часов. Использование метода конструктивного подобия позволило в короткие сроки достичь двигателям разработки ГП «Ивченко-Прогресс» уровня величин ресурсов зарубежных авиационных ГТД [3].

В настоящей работе рассмотрено применение метода установления ресурсов на основании использования кривых МЦУ, построенных для образцов с надрезом (рис.6).



Рис. 6. Модель образца с надрезом

Рассматривается определение циклического ресурса модифицированного диска на основании сравнения НДС исходного и модифицированного дисков. При этом циклический ресурс исходному диску установлен ранее с требуемыми запасами по циклической долговечности. Материал обоих дисков – титановый сплав ВТЗ-1.

На основании имеющихся данных по испытаниям образцов с надрезом при «мягком» нагружении и расчетов образца с надрезом (рис.6) с учетом пластики, была построена кривая МЦУ при «жестком» нагружении для титанового сплава ВТЗ-1. Величина надреза $R = 0,75$ мм. При определении НДС образца с надрезом применялось субмоделирование.

По результатам расчетов построен график зависимости полной деформации от числа циклов нагружения (рис.7). Для жесткого цикла нагружения (при постоянной величине деформации) из построенного графика можно получить число циклов до разрушения.

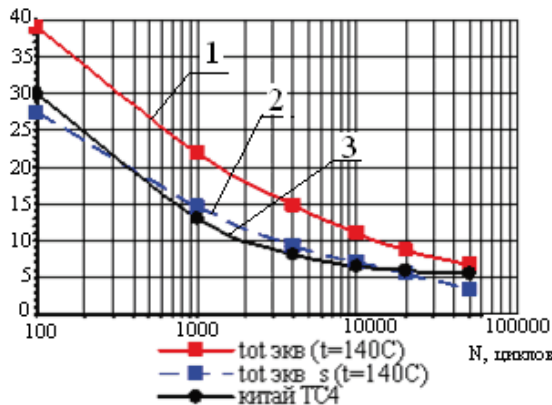


Рис. 7. Экспериментальные кривые МЦУ образца с надрезом титанового сплава ВТЗ-1

На графике приведены 3 кривые:

1. кривая 1 – численный анализ результатов испытаний;

2. кривая 2 – кривая, построенная на основании кривой 1 с учетом возможного разброса свойств материала;

3. кривая 3 – кривая МЦУ, построенная для зарубежного аналога титанового сплава ВТЗ-1.

Как видно из рисунка 7, кривая МЦУ, построенная с учетом возможного разброса свойств, хорошо совпадает с кривой МЦУ, построенной по экспериментальным данным

с учетом разброса свойств материала для зарубежного аналога сплава ВТЗ-1.

Используя построенный график, можно определить циклический ресурс модифицированного диска.

4. Выводы

1. Использование субмоделирования при расчете МКЭ деталей авиационных ГТД позволяет получить достоверные значения напряжений и деформаций в зонах концентрации напряжений.

2. Рассмотренный метод определения циклических ресурсов деталей авиационных ГТД, основанный на построении кривых МЦУ для образцов с надрезом представляет интерес для практического использования.

3. Использование принципа конструктивного подобия позволяет получить критерий для обеспечения достаточной статической прочности и циклической долговечности деталей авиационных ГТД.

Литература

1. Beisheim J.R. On the Three-Dimensional Finite Element Analysis of Dovetail Attachments [Текст] / J.R. Beisheim, G.B. Sinclair // Journal of Turbomachinery, – 2003. – Vol. 125, No 2. – P. 372-379.

2. Шереметьев А.В. Выбор необходимых параметров конечно-элементных сеток при расчетах на прочность лопаток авиадвигателей [Текст] / А.В. Шереметьев, А.В. Петров // Авиационно-космическая техника и технология: Науч.-техн. журнал. – 2004. – № 7(15). – С.114 – 118.

3. Шереметьев А.В. Обеспечение прочностной надежности авиационных ГТД большой степени двухконтурности [Текст] / А.В. Шереметьев, Т.И. Прибора, Р.П. Придорожный, В.В. Тихомиров // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр.: Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 2014. – № 10/117. – С. 61-68.

4. Шереметьев А.В. Прогнозирование циклической долговечности и установление ресурсов основных деталей авиационных ГТД [Текст] / А.В. Шереметьев // Авиационно-космическая техника и технология: Науч.-техн. журнал. – 2005. – № 8(24). – С.45 – 50.

5. Трощенко В.Т. Механическое поведение материалов при различных видах нагружения [Текст] / В.Т. Трощенко, А.А. Лебедев, В.А. Стрижало и др. – К Логос, 2000- С.571

Поступила в редакцию 08.07.2015

О.В. Шереметьев, Т.І. Прибора, В.В. Тихомиров. Аналіз використання результатів субмоделювання при визначенні напружено-деформованого стану та ресурсу деталей авіаційних ГТД

Наведено приклад використання субмоделювання для отримання достовірного значення напруг і деформацій у критичній зоні деталі. Описано подальше застосування результатів визначення напружено-деформованого стану для забезпечення міцнісної надійності елементів двигунів в рамках концепції конструктивної подібності. Ефективність застосування концепції конструктивної подібності підтверджена успішною серійною експлуатацією авіаційних ГТД. У даній роботі розглянуто застосування методу встановлення ресурсів на підставі використання кривих МЦВ, побудованих для зразків з надрізом. Розглянутий метод визначення циклічних ресурсів деталей авіаційних ГТД, заснований на побудові кривих МЦУ для зразків з надрізом представляє інтерес для практичного використання.

Ключові слова: напружено-деформований стан, довговічність, концентрація напружень, критичні зони деталі, концепції конструктивної подібності, субмодель, «жорсткий» цикл.

A.V. Sheremetev, T.I. Pribora, V.V. Tihomirov. Analysis of using submodeling results in determining the stress-strain state and components life of aircraft GAS-turbine engine

An example of submodeling use was given in order to obtain reliable values of stress and strain in the critical area of component. Further application of the results of determining the stress-strain state is described to provide strength reliability of engine components within the concept of structural similarity. Effectiveness of the concept of constructive similarity is confirmed by successful commercial operation of aircraft gas-turbine engines. In this paper we consider the application of the method of establishing the service life on the basis of LCF curves constructed for notched samples. A considered method of determining the cyclic life of aviation gas-turbine engine parts, based on the construction of LCF curves for notched samples, is of interest for practical use.

Key words: stress-strain state, endurance, stress concentration, critical areas of component, concept of structural similarity, submodel, «hard» cycle.