

УДК 629.7.036:539.4

А.В. ШЕРЕМЕТЬЕВ

ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина

## ОБОСНОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОЧНОСТНОЙ НАДЁЖНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ГТД НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОНЦЕПЦИИ КОНСТРУКТИВНОГО ПОДОБИЯ ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ

В статье приведено обоснование возможности обеспечения прочностной надёжности авиационных ГТД на основе использования концепции конструктивного подобия основных деталей. Рассмотрены результаты расчётно-экспериментальных исследований, свидетельствующие о том, что сравнение напряжённости деталей должно производиться в зонах однотипных концентраторов напряжений. Представлен подход, в соответствии с которым моделирование может производиться с заранее неподобными явлениями, если известен вид зависимости искомых величин от определяющих параметров. Показано, что наличие конструктивного подобия позволяет использовать накопленный опыт для создания новых авиадвигателей.

**Ключевые слова:** газотурбинный двигатель, конструктивное подобие, физическое подобие, прочностная надёжность, градиент напряжений, моделирование.

### Введение

Существующая методология обеспечения прочностной надёжности авиационных ГТД позволяет безопасно эксплуатировать авиационные двигатели в составе воздушных судов. Для решаемых задач определения напряжённо-деформированного состояния (НДС) деталей авиационных двигателей существуют критерии эквивалентности НДС. В основу методологии обеспечения (ПН) деталей в настоящее время положена система запасов прочности и долговечности [1], которая включает в себя комплекс расчётных, экспериментальных работ и специальных проверок.

Вместе с тем, существующая методология не вполне соответствует сегодняшним знаниям, опыту и возможностям создателей авиационных ГТД, не позволяет в короткие сроки и с минимальными затратами разрабатывать, доводить и сертифицировать вновь создаваемые авиационные двигатели. В существующей методологии обеспечения ПН недостаточно используется накопленный опыт при создании новых двигателей, например возможность замены экспериментальных работ аналитическими расчётно-экспериментальными исследованиями. Регламентируемым методам установления ресурсов авиационных ГТД присущ ряд недостатков, в связи с чем заслуживает серьёзного внимания идея прямого использования опыта создания, доводки, испытаний и эксплуатации двигателей-аналогов и двигателей-прототипов для обеспечения ПН вновь создаваемых авиадвигателей.

### 1. Расчётно-экспериментальные исследования

Проведенные расчётно-экспериментальные исследования включали:

- эквивалентно-циклические испытания трёх экземпляров дисков двигателя с высокой степенью двухконтурности, опыт эксплуатации этих дисков;
- анализ циклической долговечности дисков, проведенный по методике установления ресурсов на основании испытаний гладких образцов на малоцикловую усталость;
- исследование градиентов напряжений в местах концентрации напряжений дисков;
- анализ результатов эксплуатации основных деталей двигателя, ресурс которых устанавливался на основании ретроспективного метода установления ресурса.

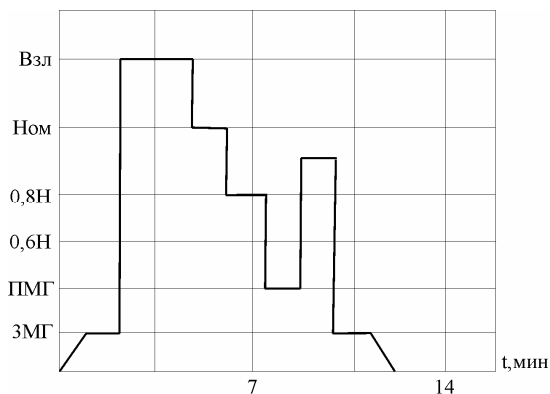


Рис. 1. Профиль испытательного цикла

Эквивалентно-циклические испытания (ЭЦИ) трёх экземпляров дисков компрессора были проведены на испытательном стенде в составе полноразмерного двигателя. Профиль испытательного цикла представлен на рис. 1.

Наработка дисков за испытания составила:

экземпляр №1 > 32956 циклов

экземпляр №2 > 24748 циклов

экземпляр №3 > 24539 циклов,

По результатам испытаний, с учётом коэффициентов соответствия испытательных циклов полётным дискам был установлен циклический ресурс  $N_{ц}=9825$  полётных циклов.

Опыт эксплуатации подтверждает установленный циклический ресурс дисков.

Анализ циклической долговечности дисков, проведенный по методике установления ресурсов на основании испытаний гладких образцов на малоцикловую усталость, показывает значительно более консервативные результаты.

По кривой малоцикловой усталости (МЦУ) титанового сплава ВТ3-1, построенной по результатам испытаний гладких образцов, для уровня действующих напряжений и температур с учётом трёх среднеквадратичных отклонений ( $3\sigma$ ) и при действующем уровне температур получаем допустимый ресурс  $N \approx 2000$  полётных циклов.

Отметим, что испытания дисков в составе полноразмерного двигателя проведены при воспроизведении полного спектра статических и динамических нагрузок, при этом воспроизведены действующие напряжения в критических зонах дисков с учётом кинетики напряжённо-деформированного состояния в процессе нагружения от цикла к циклу. Как известно, в зонах концентрации напряжений реальных деталей осуществляется промежуточный вид нагружения (между жёстким и мягким). Этого не наблюдается при испытаниях гладких образцов.

Изменение напряжённо-деформированного состояния (НДС) в зонах концентрации напряжений от одного цикла нагружения к другому (кинетика НДС) является важнейшим показателем, характеризующим прочность и ресурс детали. Как показано в [2] критерием кинетики НДС является степень локализации напряжений. Проведенные расчётно-экспериментальные исследования градиентов напряжения в зонах концентрации напряжений дисков компрессоров авиационных ГТД показали, что степень локализации напряжений в значительной степени определяется градиентами напряжений в зонах концентрации. Следует отметить, что важными показателями закономерностей кинетики НДС в зонах концентрации напряжений являются такие свойства материала как пластичность и ударная вяз-

кость.

В проведенном исследовании рассматривались три вида концентраторов: межпазовый выступ диска, отверстие и галтель в полотне диска [3].

На основании полученного распределения упругопластических напряжений в зонах концентрации представлены градиенты напряжений для различных видов концентраторов (рис. 2 – 4).

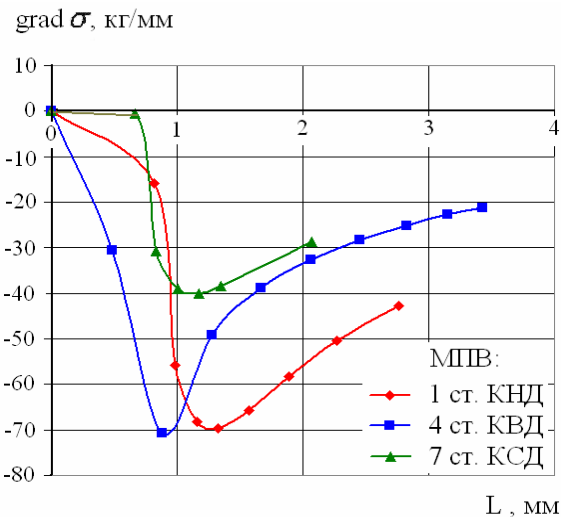


Рис. 2. Градиенты упругопластических напряжений в концентраторе типа «межпазовый выступ диска»

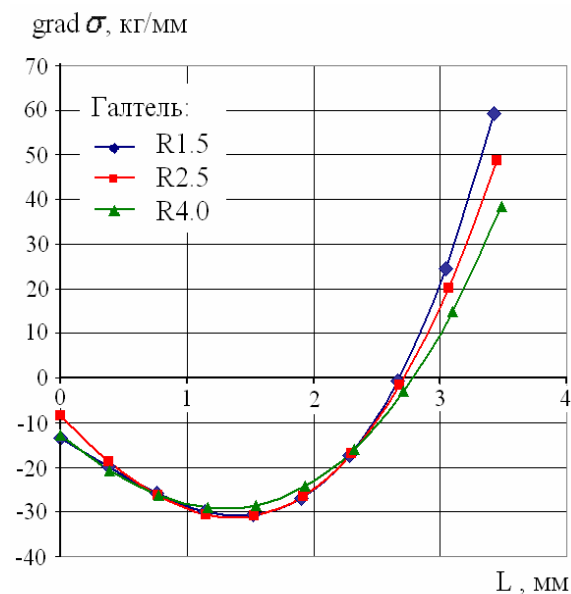


Рис. 3. Градиенты упругопластических напряжений в концентраторе типа «галтель»

Градиенты напряжений в зоне галтели и отверстия получены аналитически, напряжений в межпазовом выступе – численным способом.

При использовании аналитического подхода, исходные функции распределения напряжений, представляющие собой зависимости максимальных упругопластических напряжений вдоль направления их максимального изменения, аппроксимировались

полиномами 4-й степени, а градиенты определялись как частные производные функций напряжений по заданному направлению  $L$ .

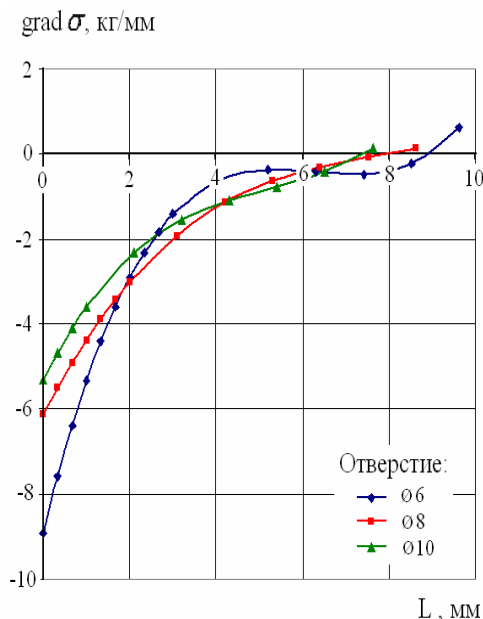


Рис. 4. Градиенты упругопластических напряжений в концентраторе типа «отверстие»

Например, для концентраторов типа «галтель» радиусом 2,5 мм и «отверстие» диаметром 8 мм в дисках авиационного ГТД с большой степенью двухконтурности функции градиентов напряжений описываются зависимостями (1) и (2) соответственно.

$$\text{grad } \sigma = 1,77 \cdot L^3 + 7,43 \cdot L^2 - 30,2L - 8,36; \quad (1)$$

$$\text{grad } \sigma = 0,01L^3 - 0,23L^2 + 1,97L - 6,13. \quad (2)$$

Для каждого вида концентратора характерен свой градиент максимальных напряжений. Градиент напряжений служит показателем локализации напряжений в критической зоне детали. Из всех рассмотренных видов концентраторов наибольшую локализацию напряжений имеет межпазовый выступ диска (рис. 5)

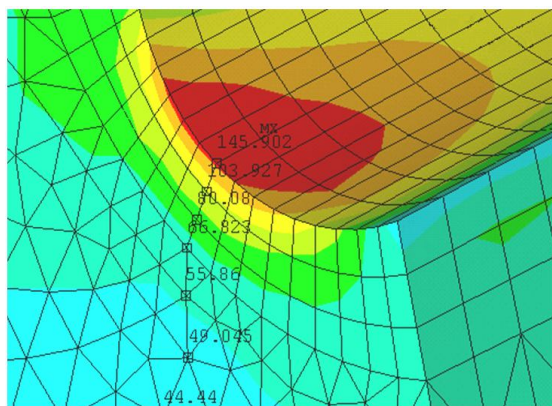


Рис. 5. Распределение напряжений в межпазовом выступе диска авиационного ГТД

При существенной локализации напряжений (большие градиенты) НДС детали с ростом числа циклов практически не изменяется. Учет изменений НДС обязателен при определении циклической долговечности детали. Если в критических зонах двух деталей величины градиентов напряжений одинаковы или достаточно близки, то это в соответствии с результатами [2] означает, что кинетика НДС в критических зонах обеих деталей также одинакова.

Анализ градиентов напряжений в критических зонах деталей и сравнение их с градиентами напряжений в аналогичных зонах деталей, успешно эксплуатируемых в составе серийных двигателей, позволяет обрести один из основных критериев обеспечения прочности и циклической долговечности деталей вновь создаваемых авиационных ГТД.

В 1997 году основным деталям двигателя с высокой степенью двухконтурности были установлены циклические ресурсы на основании опыта доводки, испытаний и эксплуатации двигателя-прототипа (ретроспективный метод установления ресурсов).

Ретроспективный метод (РМ) основан на использовании физического подобия деталей рассматриваемого двигателя и двигателя-прототипа. Для статической задачи термоупругости можно показать достаточность использования шести критериев подобия. [4].

Полного физического подобия добиться не удалось. Отличия в критериях подобия представлены в табл. 1.

Таблица 1  
Отличия критериев подобия дисков КВД Д-36 и Д-18Т, %

Критерий подобия	Обод	Ступица
$K_1$	2,8	8,2
$K_2$	0,0	0,0
$K_3$	4,8	8,2
$K_4$	8,6	8,1
$K_5$	14,0	16,3
$K_6$	23,4	20,7

Сегодня наработка лидерных двигателей в эксплуатации составляет свыше 4000 полётных циклов и 19000 часов, что подтверждает правомерность использования РМ.

Проведенный анализ использования РМ установления ресурсов показывает:

- обоснованность подходов к установлению ресурсов авиационных ГТД на основе использования конструктивного и физического подобия деталей;
- полного физического подобия между деталями нового двигателя и двигателя-прототипа нет.

Имеется отличие практически по всем критериям подобия. По критерию  $K_6$  отличия составляют 23,4% и 20,7% по ободу и ступице соответственно;

– понятие конструктивного подобия применялось лишь для обоснования возможности рассмотрения физического подобия деталей.

## 2. Анализ полученных результатов

Из вышеизложенного следует, что установление циклических ресурсов деталям на основании ЭЦИ является расчётно-экспериментальным методом. После проведения испытаний на двигателе (или установке) производится вычисление коэффициентов соответствия по длительной прочности и МЦУ. Подробности вычислений можно увидеть в [5]. Необходимо вычислять НДС деталей для параметров испытательного цикла и обобщённого полётного цикла. Следовательно, точность установление ресурсов деталей на основании ЭЦИ в существенной мере зависит от точности расчётного определения НДС детали. В самом деле, по выполненным испытательным циклам число устанавливаемых полётных циклов равно:

$$N_{i.д.} = \frac{24539}{2} \approx 12270 \text{ (пол. цикл)}. \quad (3)$$

С учётом коэффициентов соответствия  $N_6 = 9825$  пол. цикл. Отличие составляет  $\approx 25\%$  по отношению к установленному циклическому ресурсу.

При установлении ресурсов модифицированной детали достаточно определить коэффициент соответствия по отношению к детали-прототипу. Для этого не надо определять физическое подобие двух деталей, а достаточно ограничиться конструктивным подобием.

Как видим из анализа применения РМ (физическое подобие) для установления циклических ресурсов деталей двигателя, практически все параметры подобия имеют отличия, а у критерия  $K_6$  отличие достигает более 20%.

Практика использования физического подобия показывает, что для сохранения возможности использования теории подобия необходимо в каждом случае принимать ряд допущений. Практически все авторы отмечают необходимость введения допущений при выборе моделей, приближённость критериев подобия, частичного подобия, невозможность прямого моделирования при трёх и более определяющих критериях [6].

В [7] предложен подход, в соответствии с которым, моделирование можно производить, используя опыты с заранее неподобными явлениями (критерии подобия на модели и на натуре имеют различные значения), когда известен вид зависимости искомых

величин от определяющих параметров. При этом, при пересчёте искомой величины с модели на натуру используются аналитические зависимости.

Таким образом, для деталей, обладающих конструктивным подобием, возможно установление циклической долговечности на основании ранее проведенных ЭЦИ на однотипных деталях, изготовленных из подобных или одних и тех же материалов и заготовок, по однотипной технологии.

Проведенное исследование градиентов напряжений в местах концентрации (критических зонах) даёт рекомендации по сравнению напряжённости конструктивно подобных деталей: сравнивать напряжённость деталей надо в однотипных зонах концентрации, где распределение градиентов напряжений носит подобный характер.

## Заключение

Представленные в настоящей статье результаты расчётно-экспериментальных исследований показывают возможность на основе концепции конструктивного подобия использовать накопленный опыт создания, доводки и эксплуатации авиадвигателей для обеспечения прочностной надёжности вновь создаваемых авиационных ГТД

## Литература

1. Ресурсное проектирование авиационных ГТД / [Б.Ф. Балашов, И.А. Биргер, Н.Г. Бычков и др.]; под ред. И.А. Биргера. – М.: ЦИАМ, 1990. – 208 с. – (Руководство для конструкторов, вып. 1. – Труды ЦИАМ № 1253).
2. Ларионов В.В. Кинетика напряженного состояния и разрушение в зонах концентрации при циклическом упрочнении / В.В. Ларионов // Сопротивление деформированию и разрушению при малом числе циклов нагружения. – М.: Наука, 1967. – 172 с.
3. Анализ градиентов упругопластических напряжений в критических зонах деталей авиационных ГТД / А.В. Шереметьев, А.В. Петров, Т.И. Прибора // Вестник двигателестроения. – 2009. – № 2. – С. 46-49.
4. Муравченко Ф.М. Использование конструктивного и физического подобия для установления ресурсов двигателя / Ф.М. Муравченко, А.В. Шереметьев, Д.Ф. Симбирский // Авиационно-космическая техника и технология: сб. научн. тр. – Х.: Гос. аэрокосмич. ун-т, 2001. – Вып. 23. – С. 113-115.
5. Муравченко Ф.М. К выбору испытательного цикла при эквивалентно-циклических испытаниях АГТД / Ф.М. Муравченко, В.И. Колесников, А.В. Шереметьев // Авиационно-космическая техника и технология: сб. научн. тр. – Х.: Гос. аэрокосмич. ун-т, 1999. – Вып. 11. – С.48-53.

6. Кутателадзе С.С. Анализ подобия и физические модели / С.С. Кутателадзе. – Н-ск: Наука, 1986. – 296 с.

7. Седов Л.И. Методы подобия и размерности в механике / Л.И. Седов. – М.: Наука, 1981. – 448 с.

Поступила в редакцию 1.06.2011

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. зав. каф. С.В. Елифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

## ОБГРУНТУВАННЯ МОЖЛИВОСТІ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ МІЦНОСТНОЇ НАДІЙНОСТІ АВІАЦІЙНИХ ГТД НА ОСНОВІ ВИКОРИСТАННЯ КОНЦЕПЦІЇ КОНСТРУКТИВНОЇ ПОДІБНОСТІ ОСНОВНИХ ДЕТАЛЕЙ

*О.В. Шереметьєв*

В статті наведено обґрунтування можливості забезпечення міцнісної надійності авіаційних ГТД на основі використання концепції конструктивної подібності головних деталей. Розглянуто результати розрахунково-експериментальних досліджень, які свідчать про те, що порівняння напруженості деталей повинно робитися в зонах однотипних концентраторів напружень. Наведено підхід за узгодженості з яким моделювання може робитися з задалегідь неподібними явищами, якщо відомий вигляд залежності розшукуємих величин від визначаючих параметрів. Наведено, що наявність конструктивної подібності дозволяє використати накопичений досвід для створення нових авіадвигунів.

**Ключові слова:** газотурбінний двигун, конструктивна подібність, фізична подібність, міцнісна надійність, градієнт напруг, моделювання.

## BASING OF PROVIDING POSSIBILITY OF AVIATION GTE STRENGTH RELIABILITY AT THE BASE OF USING OF CONSTRUCTIVE SIMILARITY OF THE MAIN PARTS

*O. V. Sheremetyev*

In the article there was done the basing of providing possibility of aviation GTE strength reliability at the base of using of constructive similarity of the main parts. There were considered calculating-experimental investigation results which testify that tensile comparison should be done at the same type zones of the stress concentration. There was exposed the method of approach with the accordance of which modeling can be done with the before hand un-similarity phenomenon, if it is known the type of dependence of the unknown quantity from the determinant parameters. It was shown, that the presence of constructive similarity allowed to use accumulate experience for the new aeroengine creation.

**Key words:** gasturbine engine, constructive similarity, physical similarity, strength reliability, gradient of stress, modeling.

**Шереметьєв Александр Викторович** – канд. техн. наук, начальник отдела прочности ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail 03530@ivchenko-progress.com.