

УДК 629.7.036:539.4

А. В. ШЕРЕМЕТЬЕВ, Т. И. ПРИБОРА, Р. П. ПРИДОРЖНЫЙ, В. В. ТИХОМИРОВ

ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

## ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОЧНОСТНОЙ НАДЕЖНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ГТД БОЛЬШОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ

Приведены результаты обеспечения прочностной надёжности, достигнутые для семейства двухконтурных ГТД с большой степенью двухконтурности на основании использования концепции конструктивного подобия. Результаты эксплуатации подтверждают целесообразность и правомерность использования концепции конструктивного подобия, что позволяет существенно сокращать сроки и значительно снижать затраты на создание двигателя и установление ресурсов (более чем на 10 лет). Приведен критерий, позволяющий определять достаточность измельчения конечноэлементной сетки при использовании субмоделирования.

**Ключевые слова:** прочностная надёжность, концепция конструктивного подобия, эксплуатация, долговечность, повреждаемость, ресурс, охлаждаемая лопатка.

### Введение

Одним из основных показателей надежности авиационных ГТД является наработка на отказ в полете.

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

В основу обеспечения прочностной надежности в настоящее время положена система выдерживания запасов прочности и долговечности при выборе соответствующих методов определения напряженно-деформированного состояния (НДС) и долговечности деталей.

Методы определения НДС и долговечности деталей делятся на экспериментальные, расчетные и расчетно – экспериментальные.

По мере накопления опыта создания, доводки и эксплуатации двигателей уменьшается количество экспериментальных и возрастает число расчетно – экспериментальных работ. Это связано с возможностью использования конструктивного подобия двигателей и их деталей для обеспечения прочностной надежности.

Запасы прочности деталей являются своеобразными критериями подобия и, поэтому, соблюдая величины запасов прочности, мы обеспечиваем требуемый уровень напряженности деталей.

Долговечность деталей определяется НДС в их критических зонах – зонах концентрации напряжений. Поэтому сравнение НДС деталей в критических зонах позволяет судить о сравнительной долговечности рассматриваемых деталей.

Для количественного сравнения долговечности

деталей используется понятие повреждаемости деталей в критических зонах при заданных полетных циклах.

Повреждаемость детали в ее критических зонах может быть определена по формуле (1):

$$P_i = \frac{1}{N_{\text{раз},i}}, \quad (1)$$

где  $N_{\text{раз},i}$  – число циклов до разрушения детали в  $i$  – той зоне при выбранных значениях напряжений и температур в расчетной точке полетного цикла.

Величина  $N_{\text{раз},i}$  может быть определена различными методами (по уравнению Мэнсона, по кривым малоциклового усталости и др.)

На базовом двигателе семейства авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности проводится значительное количество экспериментальных работ и расчетно – экспериментальных исследований. Эти работы включают в себя также эквивалентно – циклические испытания двигателя и его основных деталей, экспериментальные специальные проверки в соответствии с требованиями сертификационного базиса.

Последующие модели двигателя целесообразно разрабатывать, доводить и сертифицировать с использованием опыта и проведенных работ на базовом двигателе.

### 1. Формулирование проблемы

Из изложенного выше вытекает формулировка проблемы при создании, доводке и установлении ресурсов семейства двигателей с высокой степенью

двухконтурности:

- сокращение сроков и снижение материальных расходов с обеспечением прочностной надёжности при создании новых двигателей на основе использования опыта эксплуатации и расчётно-экспериментальных работ, проведенных на двигателях-прототипах.

## 2. Решение проблемы

Проблема решается с использованием конструктивного подобию деталей вновь создаваемого двигателя и двигателя-прототипа [2, 3]. Как убедительно показывает практика успешной эксплуатации семейства двигателей с большой степенью двухконтурности разработки ГП «Ивченко-Прогресс», сформулированная выше проблема решена.

На сегодняшний день наработка парка двигателей, созданных на основании концепции конструктивного подобию, достигает 2 млн. часов. Нарботка отдельных экземпляров превышает 23000 часов.

Использование метода конструктивного подобию позволило в короткие сроки достичь двигателям разработки ГП «Ивченко-Прогресс» уровня величин ресурсов зарубежных авиационных ГТД (см. табл. 1).

Таблица 1  
Ресурсы основных деталей двигателей CF6-50 и ТРДД ГП «Ивченко-Прогресс»

Деталь	CF6-50, цикл	ТРДД1 ГП «Ивченко-Прогресс», цикл	ТРДД2 ГП «Ивченко-Прогресс», цикл
Диск вентилятора	20800	>10000	30000...40000
Лопатка вентилятора	25000	>10000	20000...40000
Диски КВД	11500... 20000	7540... 20000	15000...40000
Диски (Диск) ТВД	6750... 15000	>10000	14000...16000
Диски ТНД (ТВ)	25000	11000... 20000	30000...40000
Валы ротора ВД	18000	>6500	15000...23000
Валы ротора НД	11500... 30000	>20000	20000...26000

Экономический эффект от использования конструктивного подобию при установлении ресурсов деталей двигателя по сравнению с традиционным методом эквивалентно-циклических испытаний составляет десятки миллионов долларов США.

Применение принципа конструктивного подобию позволило в короткие сроки и с минимальными затратами обеспечить статическую и динамическую прочность элементов конструкции авиационных ГТД (рис. 1).

Учитывая существующие тенденции развития АГТД с большой степенью двухконтурности, без преувеличения можно сказать, что возможность разработки современного газотурбинного двигателя, характеризующегося высокими технико-экономическими показателями, во многом определяется ресурсом и надёжностью рабочих лопаток турбин высокого давления.

Широкое применение на двигателях ГП «Ивченко-Прогресс» с большой степенью двухконтурности получила схема рабочего колеса ТВД с попарным бандажированием охлаждаемых лопаток и составным елочным хвостовиком. При этом современные охлаждаемые лопатки обладают развитой многоканальной системой охлаждения с различными элементами, интенсифицирующими охлаждение внутренней полости пера и создающими охлаждающую воздушную пленку на его внешней поверхности, имеют сложную геометрическую форму. Поэтому в некоторых зонах лопатки наблюдается значительная неравномерность распределения температур и высокий уровень напряжений, что требует проведения комплекса как расчетных, так и экспериментальных работ по обеспечению их динамической и статической прочности.

Эквивалентно-циклические испытания базового двигателя и его основных деталей, а также значительное количество экспериментальных работ и расчетно-экспериментальных исследований согласно рис. 2 позволили увеличить ресурс охлаждаемых рабочих лопаток турбин на базовом двигателе с тягой  $R=6500$  кгс до ресурса 24000 часов.

Последующие поколения охлаждаемых рабочих лопаток современных двигателей с большой степенью двухконтурности разрабатывают и доводят на основании накопленного опыта и проведенных работ на базовом двигателе. Возможность увеличения ресурса современной лопатки оценивается на основании результатов расчетов, а также эквивалентно-циклических испытаний и результатов эксплуатации лопаток, являющихся прототипом вновь создаваемых лопаток. Анализ проводится на основании сопоставления по следующим характеристикам: температурное и напряженное состояния, уровень переменных напряжений, характеристики прочности, состояние детали после наработки в эксплуатации. В качестве критерия прочности и подобию рабочих лопаток турбин выступают запасы прочности, поэтому придерживаясь установленной величины запаса прочности, нами обеспечивалась

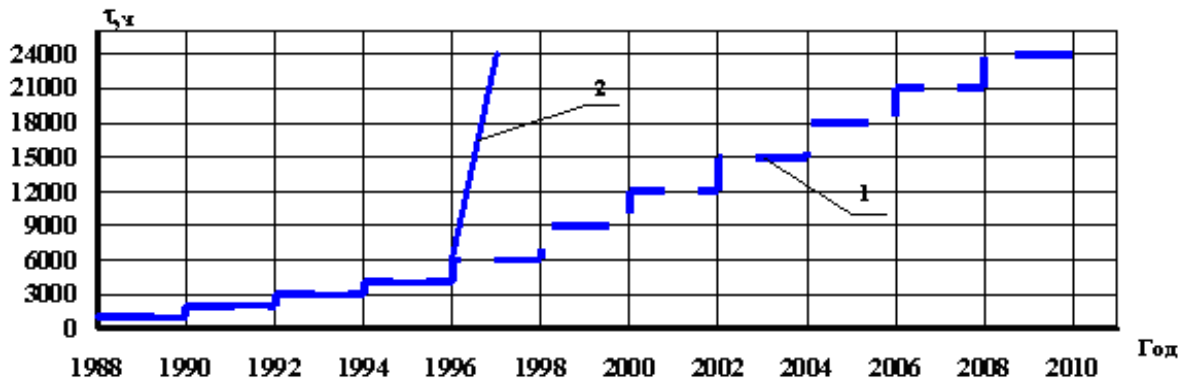


Рис. 1. Динамика увеличения назначенного ресурса основных деталей двигателя с большой степенью двухконтурности:

1 - на основании метода ЭЦИ (планировавшийся);

2 - установленный на основании концепции конструктивного подобия [4]

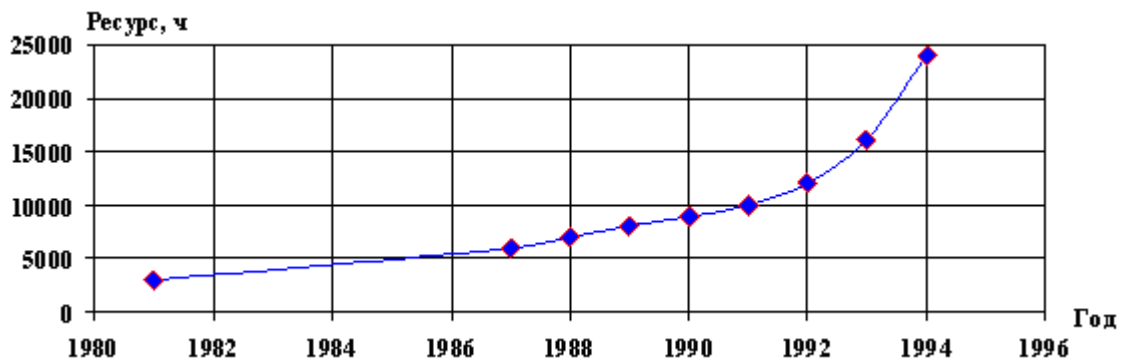


Рис. 2. Динамика повышения ресурса охлаждаемых рабочих лопаток ТВД на базовом двигателе с тягой  $R=6500$  кгс семейства авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности

работоспособность и надежность рассматриваемых лопаток.

Такой подход позволил значительно сократить объем экспериментальных работ при создании, доводки и эксплуатации последующих поколений охлаждаемых рабочих лопаток турбин высокого давления. При этом существенно повысился объем расчетных исследований.

Обеспечение требуемых запасов прочности позволило на базовом двигателе увеличить ресурс рабочих лопаток за счет устранения дефектов и внедрения мероприятий по оптимизации температурного и напряженного состояний.

В дальнейшем, используя опыт и проведенные работы на базовом двигателе, на двигателе с тягой  $R=23430$  кгс семейства авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности ресурс охлаждаемых рабочих лопаток ТВД, как показано из рис. 3, был существенно повышен за счет применения новейших литейных жаропрочных никелевых сплавов, а также развития новых технологических процессов литья лопаток турбин и их ускоренного внедрения в производство. Кроме того, дальнейшее развитие

авиационных ГТД потребовало повышения температуры газа перед турбиной. На основании расчетно-экспериментальных исследований на двигателях - прототипах было проведено повышение эффективности и совершенствование конструкции охлаждаемых рабочих лопаток ТВД.

Это позволило существенно повысить температуру газа перед турбиной (рис 4) на современных авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности при соблюдении необходимых величин запасов прочности.

На базовом двигателе семейства авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности проводилось значительное количество экспериментальных работ по обеспечению запасов динамической прочности охлаждаемых рабочих лопаток ТВД. Поэтому, несмотря на усложнение конструкции и увеличение напряженности лопаток, с ростом параметров рассматриваемых двигателей, как следует из табл. 2, были обеспечены высокие значения пределов выносливости  $\sigma_{-1}$  и уменьшен уровень переменных напряжений  $\sigma_{vmax}$  в рабочем диапазоне частот вращения.

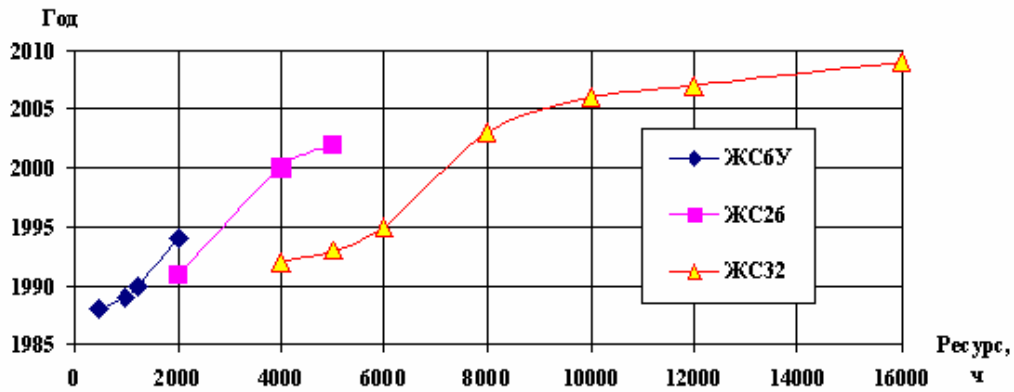


Рис. 3 Динамика повышения ресурса охлаждаемых лопаток ТВД на двигателе с тягой  $R=23430$  кгс семейства авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности

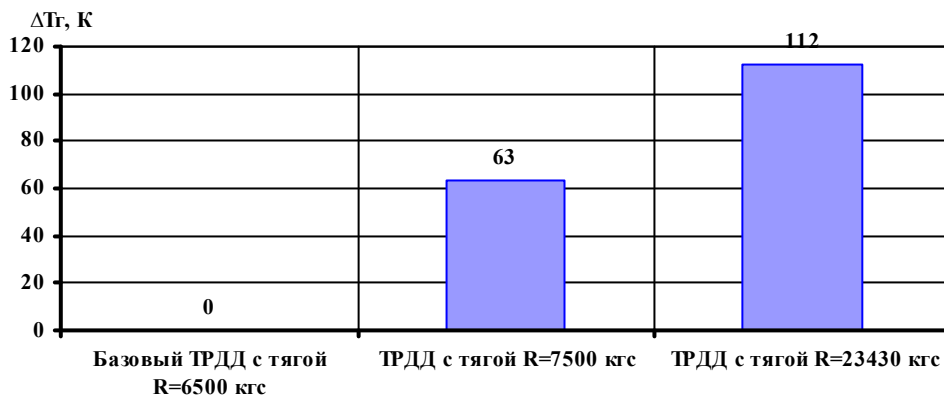


Рис. 4 Динамика повышения температуры газа перед турбиной на двигателях семейства авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности

Таблица 2

Улучшение динамических характеристик охлаждаемых рабочих лопаток турбин двигателей семейства авиационных ГТД с большой степенью двухконтурности

п/п	Двигатель	$\sigma_{-1}$ , МПа	$\sigma_{vmax}$ , МПа
1	Базовый ТРДД с тягой $R=6500$ кгс	230	28
2	ТРДД с тягой $R=23430$ кгс	234	21
3	ТРДД с тягой $R=7500$ кгс	234	26

Таким образом, возможность использования конструктивного подобия двигателей и их деталей позволило повысить температуру газа на входе в турбину и одновременно увеличить ресурс рабочих лопаток, при этом сократив сроки создания и затраты на этапах от проектирования и доводки до эксплуатации.

Для проектирования, доводки и сертифицирования авиационного ГТД сегодня, как заявляют представители разработчиков коммерческих самолетов Вое-

ing «...цель состоит в том, чтобы перейти от 60-месячного цикла создания изделия к 12-месячному и сделать за 1 млрд долларов то, что мы сделали последний раз за 6 или 7 млрд долларов» [5].

Использование концепции конструктивного подобия для обеспечения прочностной надёжности в течение значительных ресурсов, как показывает практика, является правильным направлением. Этот путь с успехом используется в ГП «Ивченко-Прогресс» при создании новых и модификации серийных двигателей.

Использование концепции конструктивного подобия деталей для обеспечения прочностной надёжности вновь создаваемых двигателей может быть показано на примере создания семейства двухконтурных двигателей с большой степенью двухконтурности.

Родоначальником этого семейства является двигатель с тягой  $R=6500$  кгс.

На рисунках 5 и 6 показаны последние, (5...7) ступени ротора КВД, температурное поле и распределение эквивалентных напряжений. В рассматриваемом компрессоре диск пятой ступени – титановый, диски шестой и седьмой ступеней – сплав

ЭИ698-ВД. Данная конструкция успешно работает в профиле двигателя. При этом температура титанового фланца диска пятой ступени имеет величину, близкую к предельной для титана

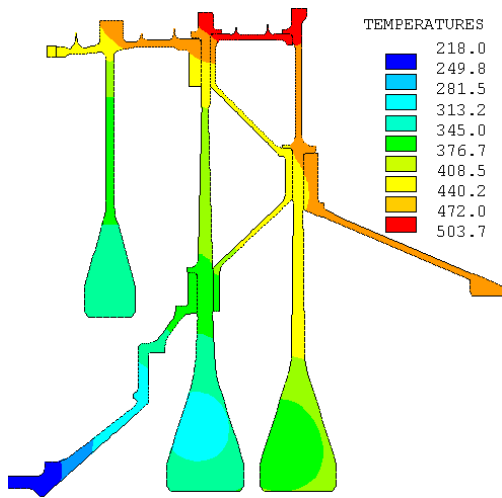


Рис. 5. Фрагмент ротора КВД двигателя с тягой R=6500 кгс, последние ступени. Температурное поле

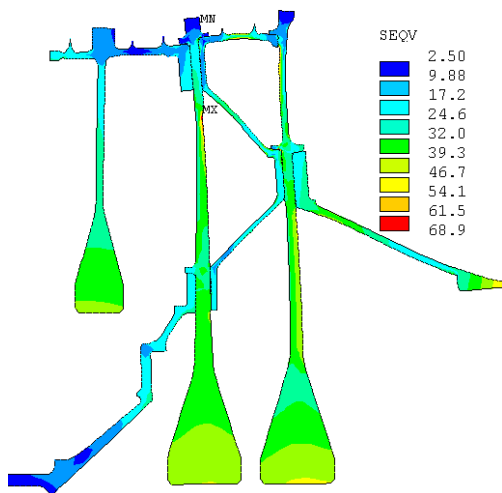


Рис. 6. Фрагмент ротора КВД двигателя с тягой R=6500 кгс, последние ступени. Эквивалентные напряжения

Создание двигателя с тягой R=23430 кгс базировалось на конструктивном подобию с прототипом, двигателем с тягой R=6500 кгс. Более высокие параметры создаваемого двигателя, опыт эксплуатации прототипа, продиктовали вносимые изменения для повышения прочностной надёжности в профиль роторов, в частности в профиль последних ступеней КВД. Диск пятой ступени изготовлен из сплава ЭИ698-ВД, диски шестой и седьмой ступеней - из сплава ЭП742-ИД. Это вызвано более высоким уровнем рабочих температур и соответственно более высоким уровнем напряжений в деталях ротора.

На коническом участке заднего вала введен дисковый элемент, назначение которого стабилизация деформации (устранение изгиба полотна) диска седьмой ступени, на диске седьмой ступени над фланцем убран лабиринт, что привело к снижению температуры в этой зоне. При этом в профиле ротора КВД диски последних ступеней связаны проставками в жесткую конструкцию, унаследовав опыт работы прототипа (рис. 7 и 8).

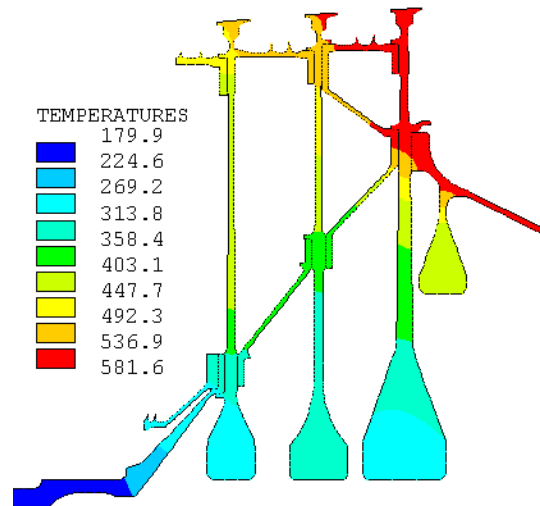


Рис. 7. Фрагмент ротора КВД двигателя с тягой R=23430 кгс, последние ступени. Температурное поле

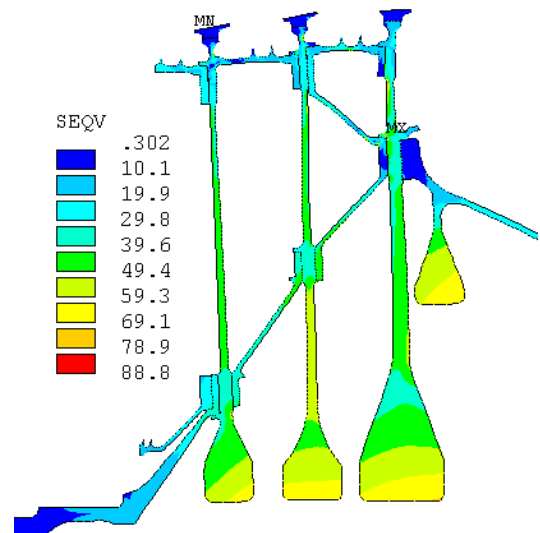


Рис. 8. Фрагмент ротора КВД двигателя с тягой R=23430 кгс, последние ступени. Эквивалентные напряжения

В роторе КВД двигателей семейства с тягой R=7500 кгс, максимально учтены все положительные, с точки зрения прочностной надёжности, конструктивные изменения, проверенные на ранее созданных двигателях.

Накопленный опыт доводки и эксплуатации, проведенные расчётно-экспериментальные исследования с использованием конечноэлементных моделей высокого уровня позволили внести важные изменения в конструкцию ротора КВД.

Численная оценка прочности и долговечности разрабатываемого ротора была выполнена на КЭ сетке модели, имеющей динаковые характеристики с КЭ сетками прототипов (одинаковый КЭ второго порядка).

В роторе КВД двигателя с тягой  $R=7500$  кгс осуществлен переход на другой тип замкового соединения – «ручейковый», то есть, окружной.

Такой тип замкового соединения в принятой конструкции ротора КВД обеспечил повышение ресурса и прочностной надёжности при практически одинаковых весовых характеристиках узла

Диски последних ступеней в конструкции ротора КВД двигателя с тягой  $R=7500$  кгс свободны от соединения с роторными проставками (рис. 9 и 10), которые в данном варианте конструкции вообще отсутствуют. Это явное преимущество перед «замкнутой коробкой» дисков последних ступеней КВД двигателей - прототипов. Материал дисков – сплав ЭП742-ИД.

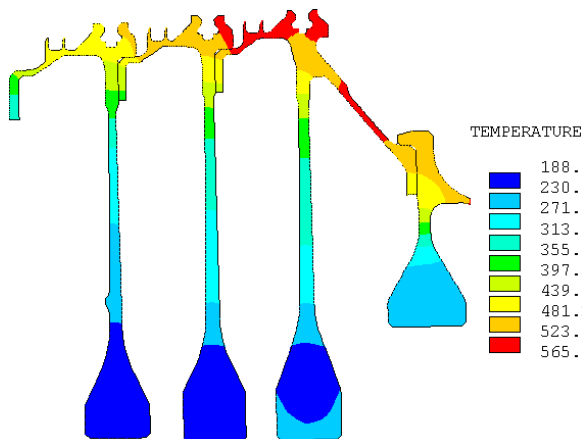


Рис. 9. Фрагмент ротора КВД двигателя с тягой  $R=7500$  кгс, последние ступени. Температурное поле

Критериями прочностной надёжности выступают коэффициенты запасов прочности и коэффициенты повреждаемости деталей по циклической долговечности и длительной прочности. Для определения коэффициентов повреждаемости по длительной прочности может быть использован параметр Ларсена-Миллера (2):

$$P_{\text{ЛМ}} = T(\lg t + 20), \quad (2)$$

где  $T$  – температура детали, К;  
 $t$  – время, ч.

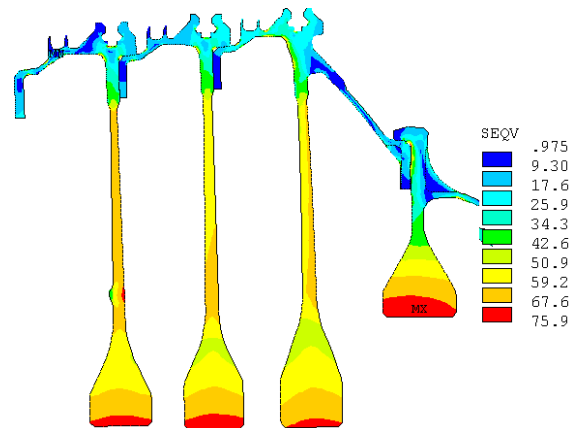


Рис. 10. Фрагмент ротора КВД двигателя с тягой  $R=7500$  кгс, последние ступени. Эквивалентные напряжения

Результаты данного анализа могут быть представлены в виде диаграммы (рис. 11).

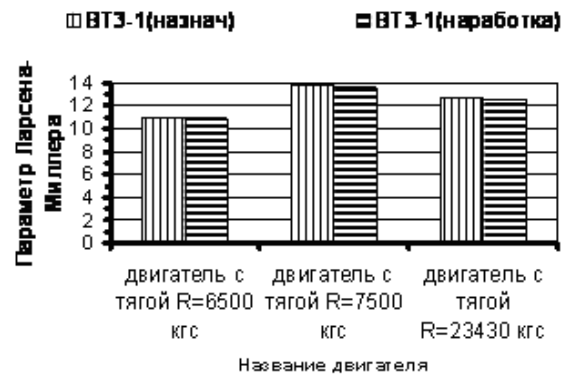


Рис. 11. Параметр Ларсена-Миллера для дисков КНД (КСД) из титанового сплава BT3-1

Сравнение повреждаемости по длительной прочности проводится с учетом длительности максимального режима в пределах назначенного ресурса и в пределах имеющейся на текущий день максимальной наработки

Проведенный анализ по параметру Ларсена-Миллера показывает надежную длительную работу титанового сплава BT3-1 в двигателе с тягой  $R=23430$  кгс, учитывая также успешное применение этого сплава в дисках двигателей-прототипов с тягой  $R=6500$  кгс и с тягой  $R=7500$  кгс..

Важным этапом при использовании концепции конструктивного подобия является определение напряженно-деформированного состояния (НДС) при помощи моделей высокого уровня и расчетно-экспериментальных температурных полей на стационарных и переменных режимах работы двигателя. При определении НДС основных деталей в настоящее время широко используются численные методы, реализуемые в виде пакетов прикладных

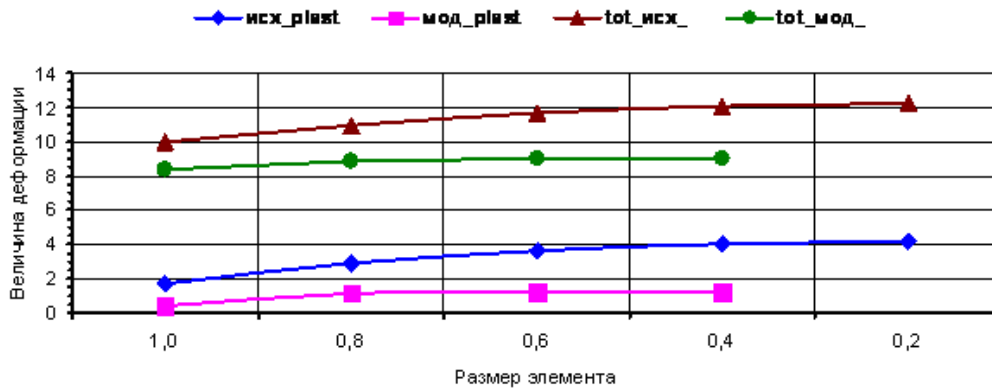


Рис. 12. Характер изменения величины деформации от размера элемента сетки для диска 1 ступени КСД

программ, (ANSYS, NASTRAN и др.) Специалисты работают над методами усовершенствования расчетов для получения более достоверных и стабильных результатов расчетов, уровня НДС деталей.

К таким методам относится ступенчатый подход к решению НДС в критической зоне диска. Использование субмоделирования с постепенным измельчением конечно-элементной сетки дает уверенность в стабильности полученного результата. Достаточность измельчения конечно-элементной сетки хорошо визуализируется на графиках зависимости величин полученной пластической и суммарной деформации от размера КЭ в критической зоне субмодели.

На графиках рисунка 12 видно, что на последних субмоделях кривизна уменьшается, и кривые идут вдоль оси X. Далее уже нецелесообразно измельчать сетку, результат будет практически неизменным.

Определение НДС деталей с использованием субмоделирования позволяет более точно получать уровень напряжений в критических зонах деталей и, как следствие, более точно определять относительную повреждаемость деталей вновь создаваемого двигателя и двигателя-прототипа. Это очень важно с точки зрения уточнения циклической долговечности деталей.

### Выводы

Представленные в статье материалы подтверждают правомерность и целесообразность использования принципа конструктивного подобия деталей для обеспечения требуемого уровня прочностной надёжности.

Использование принципа конструктивного подобия позволяет не только обеспечивать требуемый уровень прочностной надёжности, но и в существ-

венной степени сокращать сроки создания и уменьшать материальные затраты при создании новых двигателей.

Использование субмоделирования позволяет более точно получать уровень напряжений в критических зонах деталей.

### Литература

1. Ресурсное проектирование авиационных ГТД [Текст] / Балашов Б. Ф., Биргер И. А., Бычков Н. Г. и др.; под ред. И. А. Биргера. – М.: ЦИАМ, 1990.- 208с.-(Руководство для конструкторов, вып.1.- ТрудыЦИАМ №1253).
2. 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. Харьковского Гос. аэрокосмич. ун-та. – 2001. – Вып. 23. – С. 113-115.
3. Колесников, В. И. Прогнозирование надёжности на основе расчетно-экспериментального анализа термонапряженного состояния узлов авиационных ГТД [Текст] / В. И. Колесников, А. В. Шереметьев // Сборник трудов «Прогресс, качество, технология» Института Машин и Систем Минпромпол и НАН Украины. - Киев – Харьков – Рыбачье, 1997. – С. 282-286.
4. Муравченко, Ф. М. Актуальные проблемы динамики, прочности и надёжности современных авиадвигателей [Текст] / Ф. М. Муравченко, А. В. Шереметьев // Вибрации в технике и технологиях. – 2001. – № 4(20). – С. 2-5.
5. Виртуальная разработка изделий – технологии XXI века [Текст]. - М. : The MSC Software Corporation, 2004. – 84 с.

Поступила в редакцию 1.06.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., зав. кафедры конструкции авиационных двигателей и энергоустановок С. В. Елифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

### ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ МІЦНОСТНОЇ НАДІЙНОСТІ АВІАЦІЙНИХ ГТД ВЕЛИКОГО СТУПЕНЯ ДВОХКОНТУРНОСТІ

*О. В. Шереметьєв, Т. І. Прибора, Р. П. Придорожний, В. В. Тихоміров*

Наведено результати забезпечення міцностної надійності, досягнуті для родини двохконтурних ГТД з великим ступенем двохконтурності на підставі використання концепції конструктивної подібності. Підсумки експлуатації підтверджують доцільність та правомірність використання концепції конструктивної подібності, що дозволяє суттєво скоротити строки та значно знизити витрати на створення двигуна та встановлення ресурсів (більш ніж на 10 років). Наведено критерій, що дозволяє визначати достатність дискретизації скінченно-елементної сітки за використання субмоделювання.

**Ключові слова:** міцностна надійність, концепція конструктивної подібності, експлуатація, довговічність, двигун, ресурс, охолоджувальна лопатка.

### ENSURING OF STRENGTH RELIABILITY OF AIRCRAFT HIGH-BYPASS RATIO GTE's

*A. B. Sheremetev, T. I. Pribora, R. P. Pridorozhnyj, V. V. Tikhomirov*

Results of strength reliability ensuring, achieved for high-bypass ratio GTE's family on the basis of use the concept of constructive similarity are presented. Results of operation confirm expediency and legitimacy of use the concept of constructive similarity that allows to essentially reduce terms and considerably reduce costs for creation of the engine and service life determining (more than for 10 years). The criterion which allow to defining sufficiency of finite element mesh discretization at submodelling use is presented.

**Key words:** strength reliability, concept of constructive similarity, service, durability, engine, service life, cooling blade.

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

**Прибора Татьяна Ивановна** - инженер-конструктор 1 категории, ГП «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье, Украина, e-mail: 03530 ivchenko-progress.com.

**Придорожний Роман Петрович** – канд. техн. наук, ведущий инженер, ГП «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье, Украина, e-mail: 03530 ivchenko-progress.com.

**Тихоміров Виктор Васильевич** – ведущий конструктор, ГП «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье, Украина, e-mail: 03530 ivchenko-progress.com.