

УДК 629.7.036:539.4

А.В. ШЕРЕМЕТЬЕВ

ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

КОНСТРУКТИВНОЕ ПОДОБИЕ В ДЕТАЛЯХ АВИАЦИОННЫХ ГТД

В статье рассматривается конструктивное подобие основных деталей авиационных ГТД. Дано определение конструктивного подобия деталей. Перечислены установленные на основании проведенных исследований условия и составляющие конструктивного подобия. Приведено деление основных деталей на группы на основании конструктивного подобия. Приведены факторы, показывающие важность и необходимость практического использования конструктивного подобия деталей авиационных ГТД для обеспечения их прочностной надёжности. Анализируются отличия конструктивного подобия от физического подобия деталей.

Ключевые слова: конструктивное подобие, основные детали, физическое подобие, авиационные ГТД, условия конструктивного подобия, составляющие конструктивного подобия.

Введение

В настоящее время ведущими авиадвигатель-строительными фирмами накоплен значительный опыт создания, доводки и эксплуатации авиационных ГТД.

Накопленный опыт включает в себя и такой важный компонент, как обеспечение прочностной надёжности деталей и двигателя в целом. Проведенный объём ресурсных и специальных испытаний полноразмерных двигателей и газогенераторов на стендах для целого ряда двигателей составляет 4...10 часов на один час устанавливаемого ресурса (не считая испытаний на установках). Например, для двигателя Д-36, имеющего назначенный ресурс 24 000 часов, объём проведенных стендовых испытаний составляет $\approx 200\,000$ часов.

Наработка парка двигателей Д-36 и его модификаций в эксплуатации составляет $\approx 10\,000\,000$ часов. Нарботка отдельных экземпляров двигателей в эксплуатации составляет 24 000 часов (15 000 полётных циклов).

Актуальной научной задачей, имеющей важное практическое значение, является создание методологии использования результатов испытаний и серийной эксплуатации ранее созданных двигателей для обоснования прочностной надёжности вновь создаваемых авиационных газотурбинных двигателей.

Для упрощения рассмотрения такой методологии целесообразно ввести допущение, что основные детали [1] вновь изготавливаемого двигателя сделаны из того же материала, что и детали двигателя-прототипа.

1. Расчётно-экспериментальные исследования

Проведенные исследования конструкции, теплового и напряжённо-деформированного состояния, запасов прочности, градиентов напряжений в местах концентрации основных деталей находящихся в серийной эксплуатации и вновь создаваемых авиационных ГТД показали:

1) В состав основных деталей входят, как правило, диски компрессоров и турбин, валы и детали подвески двигателя к самолёту, корпуса камер сгорания, рабочие лопатки вентилятора, валы винтов.

2) Для ряда деталей характерны одни и те же или аналогичные конструктивные элементы. Эти элементы выполняют сходные функции при работе детали в составе двигателя.

3) По выполняемым функциям и конструктивному исполнению целесообразно все основные детали двигателей, находящихся в стадии проектирования или в серийной эксплуатации разделить на шесть групп однотипных деталей (рис. 1 [2]).

4) Для каждой группы деталей характерны свои особенности теплового и напряжённо-деформированного состояния. Внутри одной группы деталей протекание процессов теплообмена и изменения напряжённо-деформированного состояния носит сходный характер. Каждой группе деталей присущи свои величины градиентов напряжений.

Результаты исследований позволяют говорить о конструктивном подобии внутри групп однотипных основных деталей.

Детали являются конструктивно подобными, если они выполняют сходные функции, реализуют

сходные физические процессы, имеют однотипные факторы термомеханического и вибрационного нагружения, одинаковое математическое описание напряжённно-деформированного и теплового состояния и изготовлены из родственных материалов. Установлены четыре условия $Y_i = (i = 1, 4)$ объективно существующего конструктивного подобия деталей (рис. 2).

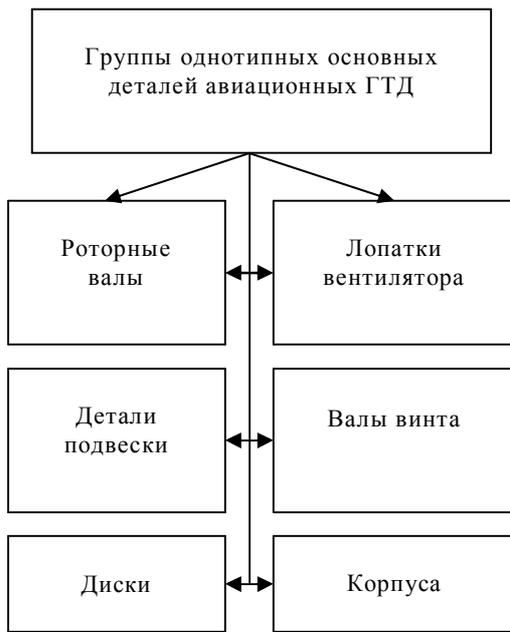


Рис. 1. Группы однотипных основных деталей авиационных ГТД



Рис. 2. Условия конструктивного подобия

Конструктивное подобие складывается из шести составляющих конструктивного подобия $C_i (i = 1, 6)$, которые указаны на рис. 3.

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.

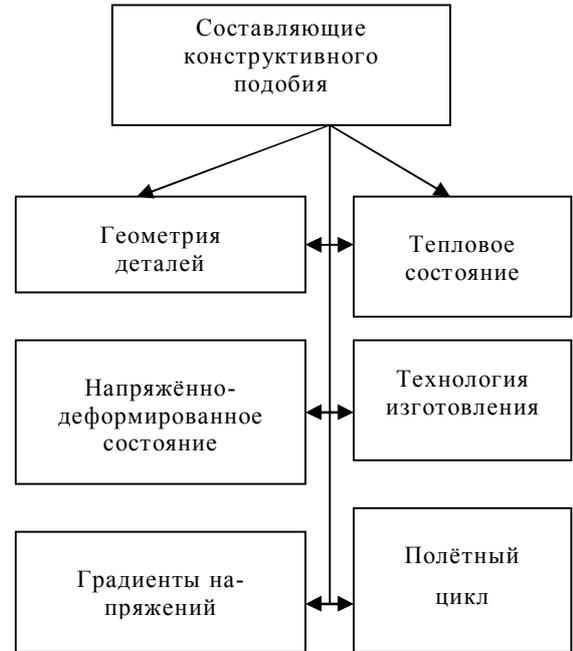


Рис. 3. Составляющие конструктивного подобия

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

1) В последние 20-30 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 напряжённно-деформированное состояние.

2) Проведены экспериментальные исследования [3], показавшие влияние концентрации напряжений, градиентов напряжений на кинетику напряжённно-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.

2. Анализ полученных результатов

Теории подобия позволяют соединить преимущества и устранить недостатки экспериментального и аналитического методов исследования физических процессов.

В зависимости от имеющегося объёма знаний о рассматриваемом физическом процессе, соотношение экспериментальной и аналитической составляющих могут быть различными [4].

На начальной стадии исследования, когда имеющейся информации недостаточно для выделения определяющих параметров, наиболее существенно влияющих на рассматриваемый физический процесс, преобладают экспериментальные исследования.

Когда уже накоплена в достаточной мере информация о рассматриваемом физическом процессе, выделяются основные влияющие параметры. Начинается преобладание аналитической составляющей исследования.

Между параметрами, определяющими тепловое и напряжённо-деформированное состояние деталей авиационных ГТД, установлены аналитические зависимости. Эти зависимости надёжно подтверждены проведенными экспериментами и результатами серийной эксплуатации.

Таким образом, имея параметры прочностной надёжности деталей-прототипов из одной и той же группы однотипных деталей можно определять параметры прочностной надёжности деталей вновь создаваемых авиационных ГТД [5, 6].

При этом повышается достоверность определения параметров прочностной надёжности, поскольку используются результаты испытаний, специальных проверок и опыта серийной эксплуатации реальных деталей в составе полноразмерных двигателей.

Такой подход не противоречит классической теории подобия. Более того, 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 производить, воспользовавшись имеющимися аналитическими зависимостями между определяющими параметрами [7].

Зависимость для определения параметров прочностной надёжности вновь проектируемых основных деталей авиационных ГТД включает в себя соответствующий параметр прочностной надёжно-

сти детали-прототипа и ряд коэффициентов, учитывающих изменения факторов, влияющих на прочностную надёжность (1).

$$P_{oi} = P_{mi} \prod_{j=1}^{j=6} \zeta_j \quad (i=1 \dots n), \quad (1)$$

где P_{oi} , P_{mi} – параметры прочностной надёжности оригинала и модели;

ζ_j ($i=1 \dots 6$) – коэффициенты, учитывающие

влияние отличий в условиях нагружения и свойств материала оригинала и модели.

Одним из факторов, характеризующих прочностную надёжность, является запас местной статической прочности.

Запас местной статической прочности в критических зонах детали находится с использованием аналогичного запаса прочности детали-прототипа по формуле (2):

$$n_o = n_m \prod_{j=1}^{j=6} (\zeta_j), \quad (2)$$

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 уровней эквивалентных напряжений в критических зонах оригинала и модели;

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

ζ_5 – коэффициент, учитывающий отличие в технологии изготовления деталей;

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

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

Величина коэффициента ζ_6 , учитывающего отличие повреждаемости деталей в полётном цикле по длительной прочности, может быть определена по формуле:

$$\zeta_6 = \frac{\tau_{взм}}{\tau_{взо}}, \quad (3)$$

где $\tau_{взм}$ – приведенное эквивалентное время наработки на взлётном режиме в ТПЦ детали-прототипа (мин.);

$\tau_{взо}$ – приведенное эквивалентное время наработки на взлётном режиме в ТПЦ проектируемой детали (мин.);

Приведение наработки детали к взлётному режиму может производиться с использованием параметра Ларсена-Миллера [8].

Тогда время до разрушения может быть представлено зависимостью (4):

$$\tau_p = 10^{\frac{P_{л-м}}{T} - 20}, \quad (4)$$

Приведенное эквивалентное время наработки на i -м режиме ТПЦ ко взлётному режиму может быть выражено формулой (5):

$$\tau_{iэ} = \tau_i \frac{\tau_{рвзл}}{\tau_{pi}} = \tau_i 10^{\left(\frac{P_{л-м}}{T}\right)_{взл} - \left(\frac{P_{л-м}}{T}\right)_i}, \quad (5)$$

где τ_i – фактическое время i -го режима в ТПЦ (мин.);

$\tau_{рвзл}$ – время работы детали на взлётном режиме до разрушения (час);

τ_{pi} – время работы детали на i -м режиме ТПЦ до разрушения (час).

$$\tau_{взм} = \tau_{вм} + \sum_{i=1}^n \tau_{iэ}, \quad (6)$$

$$\tau_{взо} = \tau_{во} + \sum_{i=1}^j \tau_{jэ}. \quad (7)$$

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 [9] (8).

$$K_1 = \mu = idem; \quad (8)$$

$$K_2 = \varepsilon = idem; \quad (9)$$

$$K_3 = \frac{\sigma}{E} = idem; \quad (10)$$

$$K_4 = \frac{U}{l} = idem; \quad (11)$$

$$K_5 = \frac{\tau \alpha}{l} = idem; \quad (12)$$

$$K_6 = \frac{P}{EI^2} = idem. \quad (13)$$

Переход конструктивного подобия при определённых условиях в физическое означает, что конструктивное подобие является разновидностью физи-

ческого подобия и может характеризоваться некоторым отличием в величинах критериев подобия. Это отличие в критериях подобия учитывается аналитическим путём на основании моделирования теплового и напряжённо-деформированного состояний с использованием численных методов.

Следует отметить, что конструктивное подобие деталей может быть использовано при обеспечении вибрационной прочности, при проведении комплекса специальных проверок вновь создаваемых авиационных ГТД.

Заключение

Использование конструктивного подобия деталей позволяет в значительной степени использовать опыт создания, доводки и эксплуатации авиационных ГТД для обеспечения прочностной надёжности вновь создаваемых двигателей. При этом повышается достоверность определения параметров прочностной надёжности, экономятся материальные средства и сокращается время создания новых образцов авиационных ГТД.

Литература

1. *Авиационные правила, часть 33. Нормы лётной годности двигателей воздушных судов – М.: МАК, 2003. – 52 с.*
2. *Шереметьев, А.В. Использование моделирования при обеспечении прочности и установлении ресурса деталей авиационных ГТД [Текст] / А.В. Шереметьев // Вестник двигателестроения. – 2007. – №3. – С. 163-166.*
3. *Ларионов, В.В. Кинетика напряженного состояния и разрушение в зонах концентрации при циклическом упрочнении [Текст] / В.В. Ларионов // Сопротивление деформированию и разрушению при малом числе циклов нагружения. – М.: Наука, 1967. – 172 с.*
4. *Кутателадзе, С.С. Анализ подобия и физические модели [Текст] / С.С. Кутателадзе. – М.: Наука, 1986. – 296 с.*
5. *Шереметьев, А.В. Обоснование возможности обеспечения прочностной надёжности авиационных ГТД на основе использования концепции конструктивного подобия основных деталей [Текст] / А.В. Шереметьев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 10/87. – С. 114-118.*
6. *Седов, Л.И. Методы подобия и размерности в механике [Текст] / Л.И. Седов. – М.: Наука, 1981. – 448 с.*
7. *Третьяченко, Г.Н. Механика материалов энергетического машиностроения [Текст] / Г.Н. Третьяченко. – К.: Наук. думка, 1989. – 312 с.*
8. *Ресурсное проектирование авиационных ГТД [Текст] / 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. – ресурсы двигателя [Текст] /Ф.М. Муравченко, Тр. ЦИАМ №1253).

9. Муравченко, Ф.М. Использование конструктивного и физического подобия для установления ресурсов двигателя [Текст] /Ф.М. Муравченко, А.В. Шереметьев, Д.Ф. Симбирский // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. – 2001. – Вып.23. – С. 113 – 115.

Поступила в редакцию 29.05.2012

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

КОНСТРУКТИВНА ПОДІБНІСТЬ У ДЕТАЛЯХ АВІАЦІЙНИХ ГТД

О.В. Шереметьев

В статті розглядається конструктивна подібність головних деталей авіаційних ГТД. Наведено визначення конструктивної подібності деталей. Перераховані встановлені на підставі проведених досліджень умови та складові конструктивної подібності. Наведено розподіл головних деталей на групи на підставі конструктивної подібності. Наведені чинники, які вказують на важливість та необхідність практичного застосування конструктивної подібності деталей авіаційних ГТД для забезпечення їх прочностної надійності. Аналізуються відзнаки конструктивної подібності від фізичної подібності деталей.

Ключові слова: конструктивна подібність, головні деталі, фізична подібність, авіаційні ГТД, умови конструктивної подібності, складові конструктивної подібності.

CONSTRUCTIVE SIMILARITY OF THE AVIATION GTE PARTS

O. V. Sheremetyev

In the paper there is consider constructive similarity of the aviation GTE main parts. It was given the determination of the parts constructive similarity. There was numerated the conditions and compositions of the constructive similarity on the base of the investigations, that were done. There was done division of the main parts on the groups on the base of constructive similarity. There was done factors, which show the importance and necessity of the parts aviation GTE constructive similarity practical using for the providing there strength reliability. There are analysis the differences of the constructive similarity from the physical similarity of the parts.

Key words: constructive similarity, main parts, physical similarity, aviation GTE, constructive similarity conditions, constructive similarity compositions.

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