

КОНСТРУКТОРСКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ОТРАБОТКА И ТЕПЛОВОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕПЛОНАПРЯЖЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ГАЗОВЫХ ТУРБИН ГТД И ГТУ

Чеснова В. А.

«МАТИ – Российский государственный технологический университет им. К. Э. Циолковского», г. Москва, Россия

С каждым новым поколением авиационных двигателей объем и сложность научно-технических задач, решаемых при их разработке, существенно увеличиваются в связи с повышением рабочих параметров цикла двигателя, усложнением конструкции, ростом аэродинамических, термических, статических, динамических и других нагрузок. Решение этой проблемы требует разработки теплонапряженных конструкций силовых установок, обеспечивающих достижение предельных параметров рабочего цикла при минимальных габаритно-массовых показателях.

Совершенствование систем охлаждения теплонапряженных деталей газовых турбин является одной из основных задач, возникающих при освоении высокотемпературного цикла ГТД и ГТУ различного назначения. Решение этой задачи связано с поиском, разработками и исследованиями новых систем интенсификации теплообмена, обеспечивающих заданный уровень температуры охлаждаемых деталей.

Для решения данной проблемы необходимо разработать комплексную программу теплового проектирования теплонапряженных деталей ГТД и ГТУ, основанную на высокоинформативных методах исследования и контроля функциональных параметров систем охлаждения, представляющих разветвленную систему каналов сложной конфигурации.

Объектом исследования являются теплонапряженные детали высокотемпературных газотурбинных двигателей и газотурбинных установок со сложной системой разветвленных каналов.

Целью проекта является разработка технологии теплового проектирования охлаждаемых конструкций высокотемпературных газовых турбин ГТД и ГТУ V-VI поколений на основе экспериментальной базы данных.

Технология теплового проектирования позволяет решить комплексную задачу математического и физического моделирования теплогидравлических процессов, протекающих во внутренней полости теплонапряженных деталей, при минимизации экспериментальных исследований. Для этого создаются базы данных с учетом обобщения и анализа экспериментальных результатов теплогидравлических исследований перспективных систем интенсификации теплообмена в каналах сложной конфигурации.

Предлагаемый методологический подход позволяет обеспечить:

- достижение предельных параметров рабочего цикла при минимальных габаритно-массовых показателях за счет разработки теплонапряженных конструкций силовых установок;

- использование математического моделирования, прототипирования и имитационных способов испытаний при проектировании объектов и их конструкторско-технологическое совершенствование в составе силовой установки.

Разработанный и совершенствованный (создана технология проведения испытаний с учетом геометрических характеристик исследуемого объекта и свойств материала конструкции) метод калориметрирования теплонапряженных конструкций не требует изготовления полного пакета охлаждаемых лопаток, как при экспериментах

на газовом стенде, а позволяет исследовать опытные единичные изделия на стадии проектирования и отработки конструкции (этап конструкторско-технологической доводки). В этом заключается преимущество предлагаемого метода, позволяющего снизить энергетические и материальные затраты.

Метод калориметрирования теплонапряженных деталей, в отличие от существующих отечественных и зарубежных аналогов, позволяет:

- проводить оценку качества и стабильности технологического процесса изготовления лопаток в серийном производстве;

- осуществлять выборочный контроль из серии произведенных лопаток с учетом допусковых отклонений, предусмотренных методом их изготовления, на основании эталонных характеристик;

- получить теплогидравлические характеристики при проектировании и доводке охлаждаемой лопатке на натурном образце за счет изменения конструкции керамического стержня в условиях серийного производства;

- осуществлять доводку охлаждаемых лопаток после опытного производства с учетом технологических особенностей их серийного изготовления;

- проводить доводку опытных образцов лопаток на стадии их разработки и проектирования;

- получить локальные и интегральные характеристики теплосъема по поверхности лопатки (на спинке и корыте);

- определить значения тепловых потоков, коэффициентов теплоотдачи и теплопередачи, безразмерных коэффициентов Нуссельта или Стантона в зависимости от числа Рейнольдса в каждой точке пера лопатки.

- оценить влияние отдельных способов интенсификации теплообмена на температурное состояние исследуемых объектов, таких как конвективное, конвективно-заградительное и пленочное охлаждения.

Анализ результатов аналогичных работ показал, что в исследованиях отечественных и зарубежных авторов представлен большой объем экспериментальных данных по определению гидравлического сопротивления трения ζ и уровня теплообмена \overline{Nu} в щелевых каналах с ребристыми пластинчатыми поверхностями. Однако использование результатов этих работ для расчета системы охлаждения турбинных лопаток затруднено, в частности, из-за низкого уровня чисел Рейнольдса, для которых были определены ζ и \overline{Nu} .

Указанные причины определили необходимость проведения дополнительных исследований по определению ζ и \overline{Nu} в каналах сложной конфигурации с перемычками, геометрические размеры которых близки характеристикам интенсификаторов, используемых в натурных лопатках.

В проекте выполнен большой объем исследований, позволяющий оценить влияние на температурное поле теплонапряженных объектов геометрических факторов системы охлаждения, таких как: угол наклона перемычек, количества рядов перемычек, пропускной способности каналов сложной конфигурации, образованных системами наклонных и поперечных перемычек (с учетом площади проходного сечения каналов и коэффициента формы, учитывающего загромождение канала). Аналогичные исследования другими авторами не проводились.

Для вихревых матриц исследовались каналы с поперечным и продольным течением охладителя («узкой» и «широкой» систем компланарных каналов) в

зависимости от угла скрещивания ребер, их толщины и длины по нормали к направлению течения хладагента.

В результате экспериментальных исследований получены новые критериальные зависимости $\overline{Nu} = f(Re)$ и $\zeta = f(Re)$ для перспективных систем интенсификации теплообмена, данные о которых отсутствуют в литературных источниках.

Использование систем наклонных перемычек в комбинации с вихревой матрицей позволило повысить уровень теплосъема на 15...25% по сравнению с цилиндрическими перемычками (штырьками) при сохранении нормативного перепада давления.

Предложенные конструкции могут быть заложены в основу проектирования охлаждаемых сопловых и рабочих лопаток турбин высокого и низкого давления газотурбинных двигателей и газотурбинных установок летательных аппаратов специального назначения.

Разрабатываемые основы технологии отработки конструкций теплонапряженных деталей на этапе конструкторско-технологической доводки позволили снизить трудоемкость и материальные затраты на создание опытных образцов авиационной техники.

Разработанная технология теплового проектирования теплонапряженных деталей высокотемпературных турбин позволит обеспечить:

1) повышение точности и информативности теплового эксперимента (степень сходимости математического моделирования и экспериментальных данных 7...10%);

2) сокращение сроков разработки авиационной техники (степень сходимости аналитического прогнозирования 5...10%) и проведения типовых испытаний в 1,2...1,4 раза;

3) сокращение стоимости проведения типовых испытаний в 1,3...1,5 раза и снижение удельной суммарной трудоемкости технического обслуживания;

4) снижение удельной стоимости жизненного цикла изделий на основе методологии проектирования имитационных ресурсосберегающих испытаний;

5) повышение уровня конструктивно-производственных и эксплуатационных факторов за счет сокращения объема испытаний в системе двигателя и замены их статическими лабораторными испытаниями;

6) повышение комплексных показателей надежности за счет разработки перспективных систем интенсификации теплообмена.

Разрабатываемые конструкции теплонапряженных деталей высокотемпературных турбин ГТД и ГТУ позволяют обеспечить:

1) повышение эффективности теплозащиты и охлаждения деталей горячего тракта двигателя из жаропрочных материалов и благодаря этому повышение допустимого уровня температуры газа до 2000К и выше;

2) сокращение сроков и затрат на проектирование силовых установок, за счет повышения в среднем в 1,05...1,15 раза точности определения температурных полей теплонапряженных конструкций без существенного повышения трудоемкости расчетов.

Потенциал коммерциализации результатов проекта заключается в их использовании на предприятиях авиационного двигателестроения и энергетического машиностроения, а также в процессе создания теплотехнических устройств.

Полученные образцы элементов конструкции авиационной техники могут быть использованы при разработке и создании современных газотурбинных двигателей, что

отражает потребности рыночного потенциала с учетом технико-экономической оценки повышения надежности и ресурса их работы.

При выполнении работы разработаны проектно-конструкторская документация и расчетные методики для изготовления экспериментального стенда и проведения исследований методом калориметрирования в жидкометаллическом термостате. Установка для теплового контроля может быть создана на предприятии заказчика.

Новые критериальные зависимости могут быть использованы при проектировании теплонапряженных деталей высокотемпературных газовых турбин современных ГТД и ГТУ, что так же пользуется спросом современной рыночной экономики.

Результаты работы могут широко использоваться в аэрокосмическом и энергетическом машиностроении при создании теплонапряженных деталей высокотемпературных газовых турбин.

Результаты проведенных исследований проекта имеют коммерческую направленность и являются научной базой модернизации образовательных программ и методик преподавания специальных учебных дисциплин, а также могут широко использоваться при разработке курсов лекций по профессиональным и специальным дисциплинам по направлению подготовки 160000 «Авиационная и ракетно-космическая техника» и направлению подготовки 160700.62 (68) «Двигатели летательных аппаратов».