

УДК 621.43.001:681.518.24

Д.Ф. Симбирский, А.В. Олейник, С.В. Епифанов

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

**ПРОБЛЕМЫ ДИАГНОСТИКИ ТЕМПЕРАТУРНОГО
СОСТОЯНИЯ И ТЕРМОПРОЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ
ТУРБИН АВИАЦИОННОГО ГТД**

Рассмотрены работы кафедры в области диагностики температурного состояния и термopрочности элементов турбин авиационного ГТД.

диагностика температурного состояния, термopрочность, авиационный ГТД

Совершенствование авиационных ГТД связано с повышением уровня термогазодинамических параметров при сохранении высоких требований к надежности и ресурсу. При этом определяющим фактором и критерием развития, неизменным за все годы существования ГТД в авиации, является температурное состояние (ТС) и термopрочность их высоконагретых и высоконагруженных деталей, в частности, турбин, камер сгорания, выходных устройств, а для двигателей последних поколений – также и роторов компрессоров высокого давления. Можно также констатировать, что информация о ТС деталей в одинаковой степени необходима практически на всех этапах жизненного цикла двигателей: предварительных научных исследований, ресурсного проектирования, испытаниях, доводке и эксплуатации по техническому состоянию.

Основной проблемой построения температурного состояния деталей двигателя является установление граничных условий (ГУ) теплообмена на внешних и внутренних поверхностях, которые в большинстве случаев имеют сложную конфигурацию, например, в лопатках турбин с конвективно-пленочным охлаждением. Последующее решение задачи теплопереноса в детали при современном состоянии ЭВМ и их программного обеспечения не вызывает сложностей и позволяет определять температу-

ры и температурные напряжения в каждой точке детали, в том числе и внутренних.

Граничные условия теплообмена, в частности, температуры рабочих и охлаждающих сред, (тепловые потоки) локальные коэффициенты теплоотдачи α на поверхностях детали в настоящее время могут быть определены путем предельно сложных газодинамических расчетов, однако не всегда с удовлетворяющей точностью. Чисто экспериментальные исследования, например, измерения поверхностных температур деталей не решают проблемы на этапе ресурсного проектирования при их отсутствии и к тому же сопряжены со значительными трудностями. Не проще является задача измерения температур рабочих сред в камерах сгорания и на входе в турбину.

Выходом из создавшихся обстоятельств является разработка и применение экспериментально-расчетных методов определения температурного состояния и граничных условий теплообмена деталей, основанных на использовании математического моделирования и современных информационных технологий при обработке результатов прямых измерений температур деталей в ограниченном числе точек, в основном, на внешних поверхностях. В общей постановке эта задача, относится к области диагностики температурного состояния технических объектов или параметрической идентификации их математических моделей. В математическом плане она является некорректно поставленной обратной задачей теплопереноса (ОЗТ), отличающейся реальной неустойчивостью своих решений.

Работы кафедры конструкции авиационных двигателей ХАИ в этом направлении были начаты в 60-х годах. Усилиями И.П. Пелепейченко [1], Д.Ф. Симбирского [2], В.Г. Волкова, Ю.Н. Доценко и др. были созданы оригинальные методы и приборы для измерения быстроизменяющихся высоких температур газовых рабочих сред в различного типа тепловых двигателях, в частности, пульсирующих, со свободно-поршневым генератором газа, поршневых ДВС, турбовинтовых ГТД, ЖРД и других. В этих работах были заложены идеи использования информационных технологий для решения простейших одноемкостных ОЗТ, с целью устранения (компенсации) тепловой инерции датчиков.

В дальнейшем научные исследования кафедры по проблеме диагностики ТС и термостойкости деталей ГТД развивались по следующим направлениям:

1. Создание методов и приборов для измерения температур деталей и рабочих сред, работоспособных в условиях ДЛА, не вносящих искажений в исследуемые процессы и обладающих минимальными собственными погрешностями. Их основная задача – получение исходной информации для последующей реализации в алгоритмах диагностики ТС деталей и узлов двигателей.

В работах А.Я. Аникина, Л.С. Григорьева [3], В.Е. Ведя, А.П. Маштылевой, С.И. Проненко, В.А. Берловского, В.М. Фролова, А.В. Олейника и др. были созданы теоретические основы технологии, методики выполнения измерений и метрологического обеспечения семейства **высокотемпературных пленочных термопар** (ВПТ) из платины, родия, золота, палладия и их сплавов. ВПТ использовались, в основном, для измерения по-

верхностных температур деталей из жаропрочных сплавов (рис. 1) и конструкционной керамики при температурах до 1500 °С, скоростях потоков сред до $M = 1,5$ частотах вращения до 20000 об/мин (рабочие лопатки турбин). Их основными достоин-

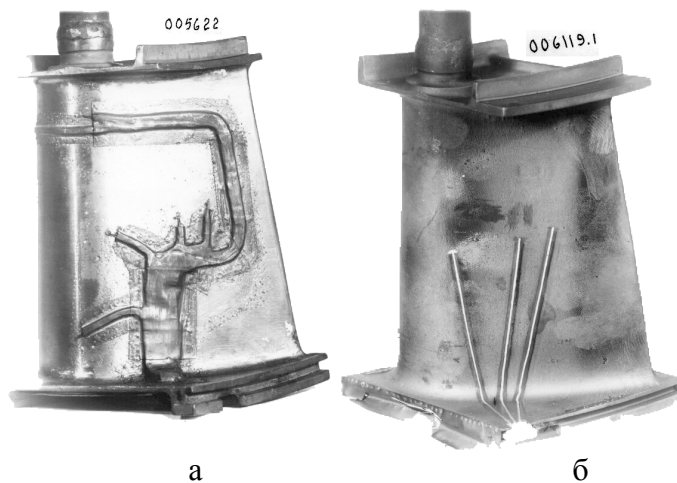


Рис. 1. Сопловая лопатка турбины высокого давления, препарированная обычными термопарами (а) и ВПТ (б)

ствами сравнительно с обычными проволочными аналогами является малые толщины (от 0,01 до 0,2 мм), что практически не искажает условий течения газа в межлопаточных каналах турбин, способность размещаться на перфорированных поверхностях конвективно-пленочного охлаждения

без нарушения условий их функционирования, возможность измерения температур острых кромок и поверхностей фольги (толщиной до 0,02 мм) и др.

В диссертационной работе А.И. Скрипки ВПТ на остроугольных керамических основаниях были использованы как малоинерционные датчики высоких (до 1500 °С) температур газовых потоков и как датчики мгновенных тепловых потоков в микроЖДР систем управления КЛА. В диссертационной работе А.В. Олейника [4] – в датчиках лучистых тепловых потоков для систем термовакуумных испытаний КЛА, в диссертационной работе Ю.А. Гусева [5] – в пленочных тензорезисторах для виброиспытаний высокочастотных элементов авиационных ГТД.

В 1972 году ВПТ были высоко оценены в отзыве, подписанном генеральными конструкторами страны в области авиадвигателестроения академиками А. Люлькой, Н. Кузнецовым, В. Лотаревым, С. Туманским, В. Изотовым и П. Соловьевым. Начала функционировать отраслевая НИЛ термочности, первыми руководителями которой были заведующий кафедрой А.М. Фрид и Д.Ф. Симбирский, а с 1978 г. – Л.С. Григорьев. В последующем ВПТ использовались в качестве штатного средства при испытаниях и доводке высокотемпературных турбин современных ГТД в ЗМКБ «Прогресс», МКБ «Гранит», ММЗ «Союз» (Тураево), ММЗ «Союз» (Москва) и РКБМ (Рыбинск). Отметим также, что по имеющейся у нас информации работы кафедры по ВПТ на 15–20 лет опережали аналогичные разработки NASA и ведущих западных авиадвигателестроительных и специализирующихся на термопреобразователях фирм.

В 80-х годах Т.И. Кваташидзе, Ю.Р. Токаревым и др. по руководством А.А. Завалия были созданы и успешно использовались на практике **редукционные термопреобразователи (РПТ)** – уникальное средство измерения высоких и сверхвысоких (до 2300 °С) температур в сверхзвуковых (до $M = 5$) газовых потоков с погрешностями, не превышающими 0,5 – 1,5% (в различных модификациях). Искомая температура среды T_c определяется расчетом по непосредственно измеряемым температурам t_1 и t_2 двух термопар, размещенных в интенсивно охлаждаемом канале (рис. 2), путем решения соответствующих ОЗТ. В последующих модификациях РПТ, используя ступенчатые изменения режима отсоса среды, выполняет-

ся адаптация градуировки к условиям конкретных измерений. В целом, РПТ относится к классу интеллектуальных средств измерений, работающих в реальном времени, благодаря использованию микроЭВМ и алгоритмов параметрической идентификации (ниже).

РПТ достаточно широко применялись при исследованиях температурных полей сверхзвуковой струи газовой горелки, потока продуктов сгорания топлива на выходе из камеры сгорания ГТД НПО «Сатурн», при стендовых испытаниях экспериментальных камер сгорания на филиале ЦИАМ им. П.И. Баранова при диагностике ТС высокотемпературных рабочих сред металлургического оборудования на комбинате «Запорожсталь» и др. Они прошли первичную отраслевую аттестацию, были защищены кандидатские диссертации А.А. Завалием и Г.Д. Симбирским. [6].

2. Разработка *методов решения ОЗТ* для охлаждаемых рабочих лопаток высокотемпературных турбин на основе алгоритмов параметрической идентификации динамических систем, в частности, цифрового оптимального фильтра Калмана.

Работы в этом направлении были начаты с начала 70-х годов Д.Ф. Симбирским [7], А.В. Олейником [4], Л.И. Жильцовой, В.Г. Богдановым, А.С. Гольцовым [8], позднее к ним подключились С.В. Епифанов, Е.Н. Бут [9], А.Б. Гулей [10], Г.В. Макаренко [11] и др. По их результатам было предложено и развито новое, практически ориентированное направ-

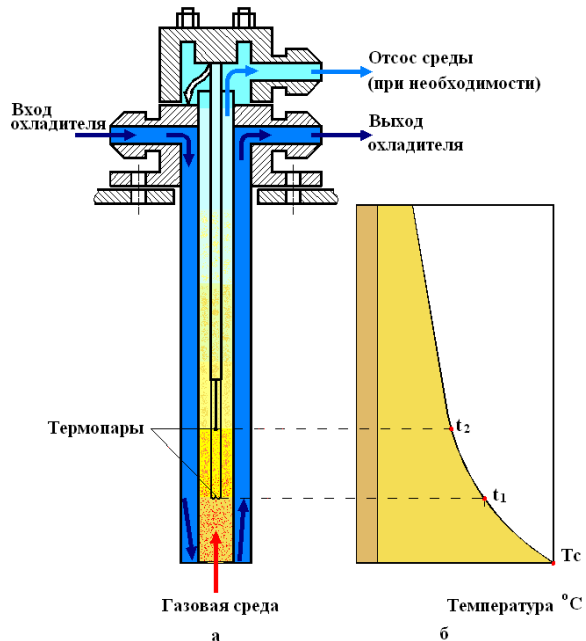


Рис. 2. Принципиальная схема РПТ для измерения высоких (до 2300 °С) температур газовых потоков (а) и распределение температур в его канале (б)

кандидатские диссертации А.А. Завалием и

Г.Д. Симбирским. [6].

ление в области решения различных ОЗТ по определению ГУ теплообмена и теплофизических характеристик материала деталей применительно к ДЛА. Они заключаются в параметрической идентификации исследуемых объектов, представляемых нелинейной в общем случае математической моделью. Для нахождения оптимальных оценок искомого вектора параметров предложено использовать различные регуляризованные алгоритмы нелинейного программирования, в частности, цифровой фильтр Калмана. Впервые поставлена и на основе анализа ковариационной матрицы вектора оптимальных оценок параметров на инженерном уровне решена задача оценок достоверности и точности результатов решения ОЗТ.

Результаты этих работ использовались при промышленных исследованиях ТС лопаток турбин и их моделей, профильных и керамических образцов из жаропрочных сплавов при термоусталостных испытаниях, при исследованиях технологического процесса горячей штамповки компрессорных лопаток, при управлении процессами в вакуумных камерах при термовакуумных испытаниях КЛА, при экспериментальных исследованиях ТС стенок МГД-генераторов и во многих других случаях.

В 1984 г. Л.С. Григорьеву и Д.Ф. Симбирскому были присвоены звания лауреатов государственной премии СССР в области науки и техники в составе авторского коллектива во главе с академиком В.П. Мишиным.

Необходимо отметить, что высокий уровень работ А.В.Олейника, С.В. Епифанова, Г.В. Макаренко и др. в части оптимального планирования эксперимента по параметрической идентификации сложных тепловых объектов и их дальнейшее развитие привели к появлению на кафедре новой научной тематики по диагностике технического состояния и параметрической идентификации газоздушного тракта ГТД. В последующем, под руководством С.В. Епифанова, который в 2001 году защитил докторскую диссертацию [12], и при активном творческом участии В.В. Нерубасского, А.А. Горячего, А.П. Мазуркова, И.И. Лободы и других молодых научных сотрудников и соискателей эта тематика сформировалась в основное активно функционирующее научное направление кафедры – создание теоретических основ и программно-методических средств разработки систем управления и диагностики газотурбинных двигателей.

3. Разработка и программная реализация методов и алгоритмов эксплуатационного расчетного мониторинга температурного состояния и термочности основных деталей ГТД для систем учета выработки их ресурса.

Актуальность этого направления была вызвана требованиями систем мониторинга выработки ресурса контролируемыми (основными) деталями (КД), которые в настоящее время входят в состав оперативных бортовых или наземных цифровых автоматизированных систем диагностики технического состояния двигателей, в частности, ЗМКБ «Прогресс» при их эксплуатации. В основу учета выработки ресурса КД положены результаты мониторинга их теплового и напряженного состояния (ТС и НС). Он должен осуществляться по результатам регистрации штатных параметров двигателя, структурно-параметрически идентифицированным моделям температурного состояния и НС с использованием современных информационных технологий на всех установившихся и переходных режимах работы двигателя. При этом погрешности мониторинга должны быть минимальными, так как например, ошибки в мониторинге температурного состояния и НС в 15 – 20%, которые характерны для известных систем, могут привести к погрешностям мониторинга ресурса КД по малоцикловой усталости до 20 – 40 раз.

С привлечением математического аппарата пространства состояний был предложен комплекс оригинальных алгоритмов мониторинга температурного состояния, погрешности которого сравнительно с МКЭ-расчетами, выполняемыми в условиях КБ, не превышают 0,2 – 0,4 % для установившихся и 2,5% для переходных режимов.

При мониторинге НС вычисляются компоненты тензора напряжений в критических точках деталей от действия как механических, так и, что, более, сложно, неравномерности ТС с учетом концентраторов напряжений и возможных упруго-пластических деформаций. Погрешность мониторинга НС менее 1,5% для установившихся и 3% – для переходных режимов (рис. 3).

Информационной основой мониторинга температурного состояния и НС является восстановление для каждого текущего момента времени работа двигателя параметров температурного и механического нагружения

каждой контролируемой детали. Для этого используются разработанные на кафедре модели газовоздушного тракта, а также методы параметрической идентификации характеристик двигателей с целью их индивидуализации [12].

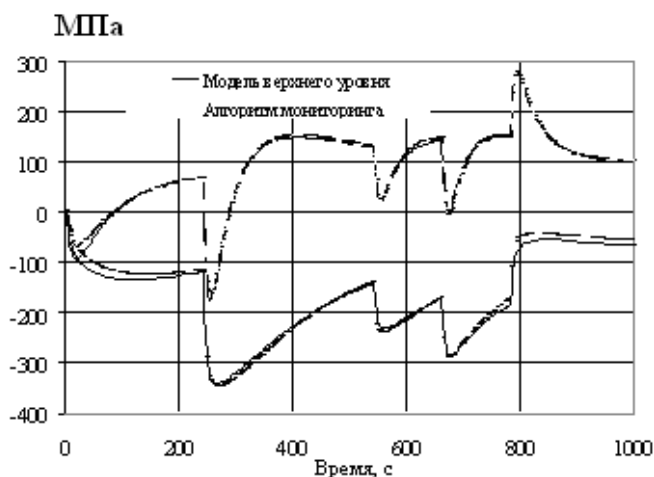


Рис. 3. Изменение компонент тензора температурных напряжений в критической точке диска турбины на натурном переходном режиме (верхние кривые – σ_x , нижние кривые – σ_z)

Указанные алгоритмы мониторинга температурного состояния и НС были, в основном, предложены А.В. Олейником, исследованы под его руководством в диссертационных работах В.А. Филяева, [13] и Д.В. Крикунова [14]. Они реализованы в системах мониторинга выработки ресурса КД двигателей Д-27 самолета Ан-70 и Д-18Т самолета Ан-124, а также газотурбинного привода Д-336 совместно со специалистами отдела прочности и ряда других подразделений ЗМКБ «Прогресс».

Работы кафедры в области диагностики температурного состояния и термопрочности деталей ГТД выполнялись в тесном сотрудничестве с ведущими предприятиями (ЗМКБ «Прогресс, ММЗ «Союз», МКБ «Гранит», РКБМ («Пермские моторы»), «Люлька-Сатурн» и др.) и научными (ЦИАМ, ВИАМ, ИТТФ, НАНУ, ИПМАШ НАНУ, КАИ, МАИ, УФАИ, ИПП НАНУ и др.) и организациями отрасли. Причем они выгодно отличались своей комплексностью, наличием упомянутых выше взаимосвя-

занных, но все таки самостоятельных научных направлений. Так, на научно-технических форумах, проводимых кафедрой с 1973 г., а особенно регулярно – с 1995 года ищут общий язык и успешно работают над комплексными проблемами двигателестроения ученые самых различных научных отраслей.

Авторы с благодарностью отмечают, что приведенные работы кафедры практически всегда инициировались, находили незамедлительное внедрение, поддержку и участие со стороны ЗМКБ «Прогресс», его руководителей и ведущих специалистов Ф.М. Муравченко, В.И. Колесникова, Л.А. Ефимчука, В.А. Седристого, В.Н. Абросимова Б.Г. Резника, В.В. Грищенко и многих других. Тем более, что по уровню теплового эксперимента это предприятие занимало и занимает в настоящее время почетное место среди ведущих авиадвигателестроительных фирм мира, в частности, в области использования облученных микроалмазов как универсального датчика различных тепловых величин, самостоятельного применения ВПТ и др.

Необходимо также отметить, что приведенные выше научные результаты были достигнуты благодаря активной информационной поддержке, осуществленной научным сотрудником кафедры Т.А. Божененко.

Литература

1. Пелепейченко И.П. Доценко Ю.Н. Определение температуры газового потока в условиях лучистого теплообмена термодатчика с окружающими конструкциями // Изв. Вуз. Приборостроение. – 1072. – Т. XV. – № 9.
2. Симбирский Д.Ф. Исследование методов применения контактных термодатчиков для измерения мгновенных температур рабочего тела тепловых двигателей: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Л., 1966. – 18 с. (ЛИТМО).
3. Григорьев Л.С. Исследование теплового состояния элементов газотурбинных двигателей с применением высокотемпературных термодатчиков: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Х.: ХАИ, 1973. – 26 с. (ХАИ).
4. Олейник А.В. Методы измерения тепловых потоков в вакууме и разреженных средах измерительными преобразователями калориметрического типа: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Л., 1983. – 20 с. (ЛИТМО).

5. Гусев Ю.А. Разработка и исследование пленочных тензорезисторов для виброиспытаний высоконагретых элементов авиационных газотурбинных двигателей: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Х.: ХАИ, 1980. – 19 с.
6. Симбирский Г.Д. Метод измерения высоких (до 2500 К) температур газовых потоков на основе адаптивных редуцированных проточных термопреобразователей: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – С.-Пб., 1982. – 18 с.
7. Симбирский Д.Ф. Разработка и исследование методов диагностики теплового состояния элементов двигателей летательных аппаратов: Автореф. дисс. ... д-ра техн. наук. – Х., 1976. – 41 с.
8. Гольцов А.С. Решение граничной обратной задачи теплопроводности для приемников теплового излучения с распределенными параметрами: Автореф. канд. техн. наук. – Х., 1980. – 19 с.
9. Бут Е.Н. Сплайн-идентификация тепловых потоков: Дисс. ... канд. техн. наук. – Л., 1979. – 240 с. (ЛИТМО).
10. Гулей А.Б. Метод параметрической идентификации теплопроводности конструкционных керамических материалов в диапазоне температур 300-1500 К: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Х., 1985. – 16 с.
11. Макаренко Г.В. Оптимизация систем параметрической идентификации теплопереноса в элементах теплоэнергетических установок: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Х., 1992. – 16 с.
12. Єпифанов С.В. Оптиміальний синтез діагностування технічного стану авіаційних ГТД з метою збереження їх надійності (ДСК): Автореф. дис. ... д-ра техн. наук. – Х., 2001. – 35 с.
13. Филяев В.А. Мониторинг температурного и напряженного состояний деталей авиационных ГТД в системах учета выработки их ресурса: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Х.: ХАИ, 2003. – 18 с.
14. Крикунов Д.В. Математичні модулі для експлуатаційного моніторингу температурного стану деталей ГТД в системах обліку виробітку ресурсу: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Х., 2004. – 21 с.

Поступила в редакцию 7.04.2005