

УДК 004.65

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЧНОСТНОЙ НАДЕЖНОСТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Ю. А. Ножницкий<sup>1</sup>, Б. А. Балувев<sup>2</sup>, Ю. А. Фебина<sup>3</sup>

<sup>1</sup>nozhnitsky@ciam.ru, <sup>2</sup>baluev@rts.ciam.ru, <sup>3</sup>fedina@ciam.ru

<sup>1-3</sup>ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения имени П. И. Баранова»

(ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова»)

Поступила в редакцию 1 июля 2015 г.

**Аннотация.** Проведен анализ проблем экспериментального исследования прочностной надежности перспективных двигателей. Рассмотрены возможности экспериментальной базы прочностных исследований двигателей Центрального института авиационного моторостроения им. П. И. Баранова (ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова») и основные направления модернизации экспериментальной базы.

**Ключевые слова:** газотурбинный двигатель, детали двигателя, прочность, ресурс, малоцикловая усталость, многоцикловая усталость, термоусталость, динамика.

Современные веб-приложения, предоставляющие пользователям динамический контент на основе информации, хранящейся на веб-серверах, обуславливают необходимость поиска новых подходов к организации баз данных. Как альтернатива традиционным (реляционным) базам данных активно развиваются XML-ориентированные базы данных, в том числе в рамках движения NoSQL [1].

Однако отсутствие требований к прочности и надежности перспективных двигателей не должно вводить в заблуждение. Для обеспечения конкурентоспособности двигатели должны обладать высокими характеристиками безотказности, ресурса, эксплуатационной технологичности, а также низкой удельной массой. Уже сейчас двигатели магистральной авиации

имеют к моменту ввода в эксплуатацию наработку на выключение в полете, существенно превышающую 50 тыс. час (уровень, необходимый для получения разрешения на выполнение ETOPS-полетов по маршрутам, удаленным до 180 мин. от ближайшего пригодного аэродрома), а при развитой эксплуатации – выше 300 тыс. ч. Двигатели эксплуатируются по техническому состоянию при ресурсе основных (критических по последствиям отказа) деталей более 20 (у деталей «холодной» части) /40 (у деталей «горячей» части) тысяч циклов. При этом наработка двигателей «на посещение цеха» для ремонта превышает 12,5 тыс. ч, а лидерные двигатели работают без съема с крыла до 40–50 тыс. ч. (таблица).

Таблица

Требования к перспективным двигателям для магистральных самолетов

Годы	База	ACARE		NASA		
		2010	2020	2010	2025	2025
Затраты топлива (эмиссия CO <sub>2</sub> ), %	База	-10	-50	-25	-50	-70
Шум (относительно норм Главы 3 ИКАО), EPN ДБ	-(14÷18)	-33	-50	-45	-75	-81
Эмиссия NO <sub>x</sub> (запас относительно норм CAEP2 ИКАО), %	-30	-40	-80	-70	-80	-82,5

Понятно, что двигатели нового поколения должны будут обладать еще более высокими характеристиками безотказности и ресурса. При этом для того, чтобы соответствовать поставленным требованиям, эти двигатели и их детали должны будут работать при существенно более высоких (чем у современных двигателей) температурах и механических нагрузках, а в конструкции этих двигателей будут широко использоваться новые материалы и конструктивно-технологические решения. Так, например, в сертифицированных или находящихся в завершающей стадии сертификации двигателях (двигателях семейств GENX, PW1000, LEAP и др.) используются такие новые узлы, как редуктор привода вентилятора; биметаллические или углепластиковые лопатки вентилятора; углепластиковые корпуса вентилятора; блиски компрессора; низкоэмиссионные камеры сгорания большого ресурса; изготовленные из монокристаллических сплавов нового поколения с теплозащитными покрытиями рабочие лопатки турбины высокого давления (ТВД) с высокоэффективным охлаждением; диски ТВД из гранулируемых сплавов нового поколения; валы турбины низкого давления (ТНД) из высокопрочной стали нового поколения; рабочие лопатки ТНД из  $\gamma$ -алюминидов титана; детали турбин из керамических композиционных материалов; созданные с использованием аддитивных технологий детали и т.д.

Двигатели магистральной авиации VI поколения, научно-технический задел для создания которых находится в стадии формирования, будут работать при температуре газа перед турбиной, превышающей 1950 К, степени повышения давления воздуха в компрессоре выше 60. В них еще в большей степени, чем в указанных выше двигателях, будут использоваться новые конструктивно-технологические решения и материалы, прежде всего детали и узлы из различных композиционных материалов (на полимерных, металлических, интерметаллидных, керамических матрицах); детали и узлы, созданные с использованием аддитивных технологий.

Оба этих подхода могут применяться при обработке узлов в документе источника данных.

Следует также учитывать, что сертификационные требования к обеспечению безопасности эксплуатации двигателей гражданской авиации постоянно ужесточаются. Так, в последнее время в нормах летной годности (авиационных правилах) появились новые требования к обеспечению стойкости двигателей к попаданию птиц (в т.ч. к попаданию крупной стайной птицы), к работе в условиях обледенения, к под-

тверждению ресурса основных (критических по последствиям отказа деталей) с учетом возможных дефектов и т.д. Для обеспечения высокой эффективности эксплуатация перспективных двигателей должна осуществляться «по надежности» (RCM-reliability centered maintenance), для чего необходимы разработка и реализация специальных мероприятий по снижению критичности дефектов.

При создании конкурентоспособных двигателей нового поколения для высокоманевренных пилотируемых летательных аппаратов, для вертолетов, для беспилотников должны быть решены несколько отличные от указанных выше, но не менее сложные задачи.

С учетом изложенного задача обеспечения и подтверждения высокой надежности двигателей, прежде всего их прочностной надежности, безусловно остается одной из приоритетных. Все ведущие авиадвигателестроительные фирмы имеют собственные программы, направленные на решение задач обеспечения прочностной надежности. Решение этих задач является важной составной частью многих выполнявшихся в последние годы за рубежом программ по двигателям военной авиации (например, американских программ ИРПЕТ, VAATE, программы военно-воздушных сил США по предотвращению разрушения деталей двигателей от многоциклового усталости). При этом прочностные испытания, несмотря на успехи в развитии методов расчета, составляют основную (до 80–90%) часть испытаний, проводимых при создании двигателя.

Таким образом, для создания конкурентоспособных авиационных двигателей необходимо обеспечить и подтвердить чрезвычайно высокий уровень прочностной надежности с учетом существенного ужесточения условий работы деталей (по механическим нагрузкам, тепловому состоянию, требуемой наработке) и сертификационных требований. Необходимо, в частности, обеспечить успешное внедрение новых конструктивно-технологических решений.

Проблемы обеспечения и подтверждения прочностной надежности деталей и узлов авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) обусловлены:

- тяжелыми условиями работы этих деталей и узлов (сложное напряженно-деформированное состояние, совместное действие различных повреждающих факторов, нестационарный или случайный характер нагрузок);

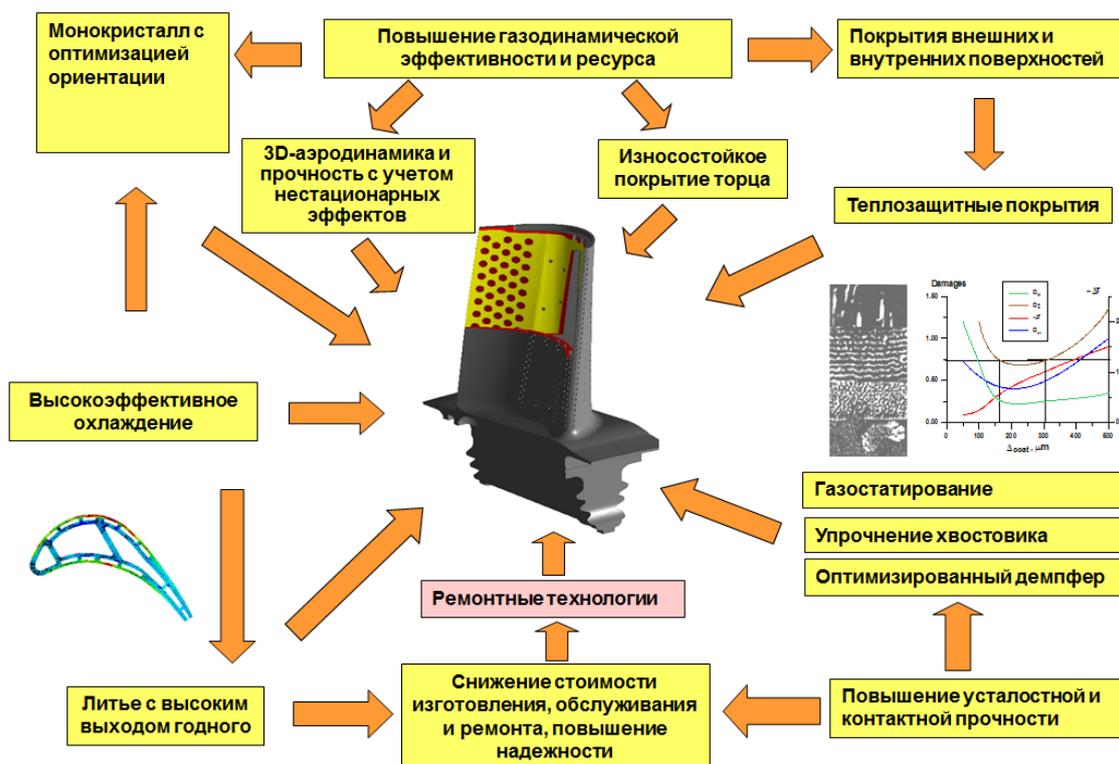


Рис. 1. Технологии создания рабочей лопатки высокотемпературной турбины

- применением сложных конструктивно-технологических решений (сложная аэродинамическая форма деталей, наличие концентраторов напряжений, применение уникальных новейших конструкционных материалов, покрытий, технологических процессов);
- комплексным характером требований (например, к птицестойкости);
- требованием к обеспечению минимальной массы двигателя.

Это можно проиллюстрировать на примере рабочей лопатки высокотемпературной турбины. Для создания такой лопатки необходимо интегрировать более десятка сложнейших технологий (рис. 1). Лопатка имеет полученную на основе пространственных расчетов на нестационарных режимах аэродинамическую форму, имеет сложную систему охлаждения, отливается из монокристалла (анизотропного материала), лопатка имеет ряд покрытий как внешних (включая теплозащитное покрытие профильной части), так и внутренних поверхностей и т.д.

При этом, по данным фирмы Rolls-Royce [2], одна лопатка при взлете самолета развивает мощность, равную мощности двигателя автомобиля Формулы 1. Нагрузка от центробежной силы соответствует нагрузке на подвеску авто-

буса. Температура рабочей среды (газа) существенно выше температуры плавления металла. Фирма Rolls-Royce сравнивает задачу обеспечения работоспособности лопатки при такой высокой температуре с задачей предотвращения таяния кусочка льда, помещенного в нагретую до 200 °С печь. На лопатку в процессе ее работы действует агрессивная среда. Неравномерность и нестационарность полей давления и температуры служат причиной вибраций лопатки. До замены лопатка проходит путь в 15 млн. миль. Поэтому не случайно стоимость одной такой лопатки примерно соответствует стоимости хорошего легкового автомобиля.

Не случайно новые конструктивно-технологические решения, как правило, используются в опытно-конструкторских разработках только после доведения их до VI (по шкале NASA) уровня технологической готовности, который предполагает подтверждение соответствия требованиям деталей и узлов в эксплуатационных условиях. Оработка новых конструктивно-технологических решений для авиационных ГТД занимает обычно не менее 10–15 лет, что в значительной степени связано с проведением прочностных и ресурсных испытаний.

Прочностные испытания деталей ГТД – не только наука, но и искусство, где важную роль

играют оригинальные решения, разрабатываемые на основе большого опыта работы. В ЦИАМ 85 лет проводятся прочностные испытания авиационных двигателей (более 65 лет – газотурбинных) и накоплен уникальный опыт проведения прочностных испытаний [3–5]. Принципиально важно, что в институте, наряду с механическими испытаниями, проводятся расчеты и физические исследования, направленные на обеспечение и подтверждение прочностной надежности газотурбинных двигателей. При необходимости осуществляются междисциплинарные исследования. В институте проводится широкий спектр прочностных испытаний на всех стадиях жизненного цикла изделий, начиная от испытаний образцов при исследовании конструкционной прочности материалов и заканчивая прочностными исследованиями, проводимыми в процессе стендовых и летных испытаний ГТД различного назначения, а также агрегатов трансмиссий вертолетов, исследованием причин, возникающих в процессе эксплуатации дефектов, и разработкой мероприятий по предотвращению появления этих дефектов. Разработанные и используемые в институте оригинальные оборудование и методы прочностных испытаний защищены большим количеством авторских свидетельств и патентов на изобретения.

Основными задачами прочностных испытаний авиадвигателей являются подтверждение прочностной надежности двигателя в процессе его сертификации, верификация и валидация методов расчета, проверка прочности в трудно поддающихся расчетам условиях, оптимизация конструктивно-технологических решений, установление причин дефектов, формирование базы (банка) данных по конструкционной прочности материалов, отработка методов диагностики технического состояния двигателя и его деталей в процессе эксплуатации [3].

В 70-е годы прошлого века в ЦИАМ была создана уникальная отраслевая база прочностных испытаний авиационных двигателей. Основу этой базы составили разработанные непосредственно в институте или специализированными советскими предприятиями по техническим заданиям института испытательные машины, установки и стенды для испытаний образцов, моделей деталей и натуральных деталей и узлов (лопаток, дисков, корпусов, подшипников, зубчатых колес и т.д.). Особое внимание уделялось разработке оригинальных методов и оборудования для прочностных испытаний специальных образцов, вырезаемых из натуральных деталей с сохранением поверхностного слоя материала, зон концентрации напряжений

и т.д. Механическая часть этого оборудования во многих случаях продолжает эффективно использоваться, однако в современных условиях необходимы модернизация (прежде всего, в части управления и измерений) имеющегося оборудования и оснащение новым современным оборудованием. При этом должны учитываться такие тенденции в развитии экспериментальных прочностных исследований двигателей, как необходимость более полного воспроизведения эксплуатационных условий работы детали; перенос «центра тяжести» при экспериментальных исследованиях с испытаний двигателей на испытания узлов, деталей и образцов; повышение информативности эксперимента за счет его сопровождения расчетным моделированием (для выбора условий и интерпретации результатов испытаний) и физическими исследованиями; совершенствование измерений (в т.ч. бесконтактных) с вводом сигналов непосредственно в ЭВМ; развитие методов обработки данных, в том числе в темпе эксперимента; автоматизация испытаний.

На протяжении довольно длительного времени отраслевая экспериментальная база прочности авиадвигателей должным образом не развивалась. Однако, в последние годы активно стали проводиться опытные конструкторские работы по новым двигателям. При этом удалось выполнить не только ряд серьезных работ по модернизации имеющегося испытательного оборудования (машин для испытаний образцов материалов, установок для испытаний на термоусталость, подшипниковых стендов и др.), но и оснастить лабораторию новым оборудованием (испытательными машинами, вибростендами, разгонными стендами, оборудованием для физических исследований и др.). Основное оборудование входит в состав аккредитованных Авиарегистром Межгосударственного Авиационного Комитета (АР МАК) и Ростехрегулированием для проведения сертификационных испытаний в лабораториях. В настоящее время модернизация экспериментальной базы прочности двигателей продолжается.

Ниже рассмотрены некоторые направления развития экспериментальной базы и методов экспериментальных исследований динамики и прочности деталей и узлов перспективных ГТД.

Важнейшее значение для обеспечения прочностной надежности двигателей имеет тщательное исследование особенностей деформирования и разрушения в ожидаемых условиях эксплуатации конструкционных материалов, надежное определение статистически обоснованных минимальных значений характе-

ристик конструкционной (реализуемой в конструкции) прочности, которые должны использоваться при подтверждении надежности и ресурса и надежно контролироваться в процессе производства двигателей. В частности, разработано и утверждено АР МАК руководство по подтверждению соответствия материалов двигателей требованиям авиационных правил [6]. Во ФГУП «ЦИАМ», в ОАО «Авиадвигатель» и ФГУП «ВИАМ» интенсивно ведутся исследования конструкционной прочности материалов в интересах создания двигателя ПД-14 и мотогондолы для самолета МС-21. Сформированы

условия для создания отраслевой базы (банка) данных по конструкционной прочности материалов.

Участок исследований конструкционной прочности сплавов включает парк машин для кратковременных испытаний, испытаний на мало-, многоцикловую усталость (рис. 2), трещиностойкость, длительную прочность и ползучесть при осевом нагружении в требуемом диапазоне условий нагружения. Имеется также установка для испытаний образцов при сложном напряженно-деформированном состоянии (растяжение-сжатие, кручение, внутреннее давление).



**Рис. 2.** Сервогидравлические машины для испытаний на малоцикловую усталость и трещиностойкость

Разработаны методики испытаний, соответствующие применяемым ведущими двигателестроительными фирмами стандартам, прежде всего стандартам ASTM, проведены перекрестные испытания с зарубежными лабораториями, разработана математическая оболочка для базы данных, разработан и утвержден АР МАК рекомендательный циркуляр (РЦ) по определению применяемых при проведении прочностных расчетов характеристик материалов [7].

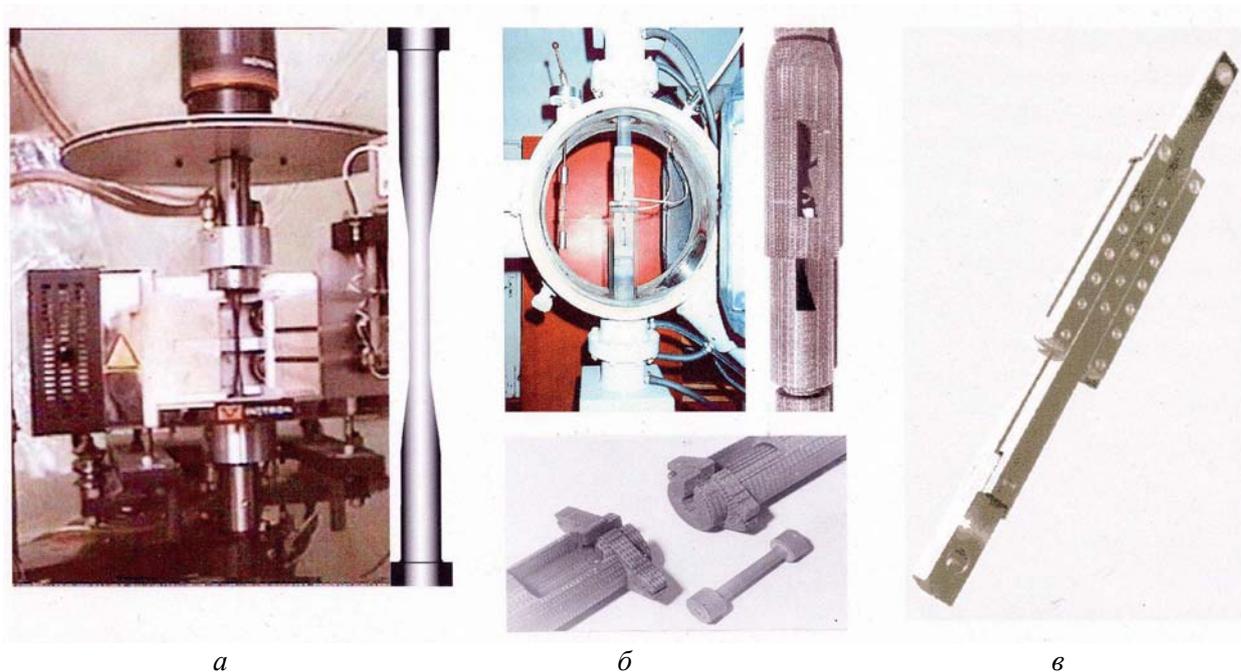
Вместе с тем для успешного создания перспективных авиадвигателей необходимо дополнительное оборудование, прежде всего машины для испытаний на многоцикловую усталость при осевом нагружении. Для обеспечения возможности проведения испытаний перспективных материалов (в частности, интерметаллидов) при температуре выше 1100 °С необходима соответствующая оснастка (печи, захваты, экстензометры). Необходима разработка отечественных стандартов по механическим испытаниям, гармонизированных со стандартами ASTM, и активное вовлечение отечественных лабораторий в систему проводимых в разных лабора-

ториях мира периодических перекрестных испытаний.

Значительно более сложной является ситуация со специальной квалификацией композиционных материалов (КМ). Из-за анизотропии свойств и неоднородности этих материалов необходимо определять существенно большее количество характеристик, чем для металлических (в т.ч. для анизотропных монокристаллических) сплавов. Для обеспечения надежной работы деталей из КМ необходимо исследовать влияние на механические характеристики этих материалов большого количества факторов (характеристик компонентов, схемы армирования, технологии изготовления, эксплуатационных воздействий). Например, на механические свойства полимерных КМ могут оказывать существенное влияние влажность, воздействие различных применяемых при эксплуатации жидкостей, ультрафиолетовое излучение, воздействие молнии и т.д. Необходимые для проведения испытаний различных КМ и компонентов этих материалов стандарты в настоящее время отсутствуют. Надо также учитывать трудности переноса полученных при испытании образцов

результатов на реальные конструкции, что связано с различиями в схемах армирования, технологии изготовления, влиянием масштабного фактора. В работе [8] отмечается, что для использования в конструкции самолета Boeing 787 ПКМ в объеме  $\sim 50\%$  по весу, потребовалось в 20 раз увеличить количество испытываемых образцов и деталей. При этом внедрение КМ в конструкцию двигателя является существенно более сложной задачей, чем внедрение КМ в конструкцию летательного аппарата. Для проведения специальной квалификации КМ необходимо сочетать испытания образцов с простыми схемами армирования с испытаниями конструктивно-подобных элементов и натурных деталей. В настоящее время работы в этом направлении активно проводятся в институте.

Перспективные двигатели, особенно двигатели для высоких скоростей полета, будут работать при более высоких температурах газа, чем эксплуатирующиеся сейчас двигатели. Разработка новых материалов позволяет надеяться, что удастся обеспечить работоспособность деталей при более высоких, чем это возможно в настоящее время, температурах. Поэтому необходимо иметь возможность проведения прочностных испытаний при экстремально высоких температурах. Более 20 лет назад в институте была разработана уникальная оснастка для испытания углерод-углеродных и керамических композиционных материалов при экстремально высоких температурах в вакууме, в защитной среде и на воздухе [9] (рис. 3).



**Рис. 3.** Оснастка для высокотемпературных испытаний неметаллических образцов: *а* – короткозонная печь и образец для испытания жаропрочных неметаллических материалов на растяжение при температуре до 1600 °С в воздушной среде; *б* – установка и захваты из углерод-углерода для определения прочности при изгибе и растяжении в защитной среде при температуре до 2200 °С; *в* – вольфрамовый захват для последовательного испытания на изгиб пяти образцов при температуре до 2300 °С в вакууме

Для проведения высокотемпературных испытаний в защитной среде вся оснастка (нагреватели, захваты, экстензометры) должна быть изготовлена из углерод-углерода, для испытаний в вакууме – из тугоплавких сплавов. Для испытаний в воздушной среде должна использоваться керамическая оснастка или оснастка с соответствующими покрытиями. Высокотемпературные испытания в воздушной среде можно также проводить, испытывая «длинный» образец в «короткой» печи, т.е. при расположении

захватов вне зоны печи, где действует максимальная температура. При этом при испытании образцов из материала с низкой теплопроводностью для снижения температурных напряжений в образце может потребоваться подогревать захваты. К сожалению, в современных условиях воспроизведение подобной или разработка новой оснастки для испытаний при экстремально высоких температурах является трудноразрешимой задачей.

Оригинальное оборудование для испытаний на термоусталость позволяет проводить испытания образцов, моделей деталей и натуральных деталей при температуре до 1600 °С с использованием газопламенного нагрева, нагрева прямым пропусканием тока и нагрева токами высокой частоты. В частности, применение высоко-

частотного генератора с частотой 440 кГц позволяет получать требуемое изменение температур по толщине металлического образца с теплозащитным керамическим покрытием (ТЗП) [10] (рис. 4). Разработаны оригинальные методы определения характеристик отдельных слоев многослойного ТЗП [11].



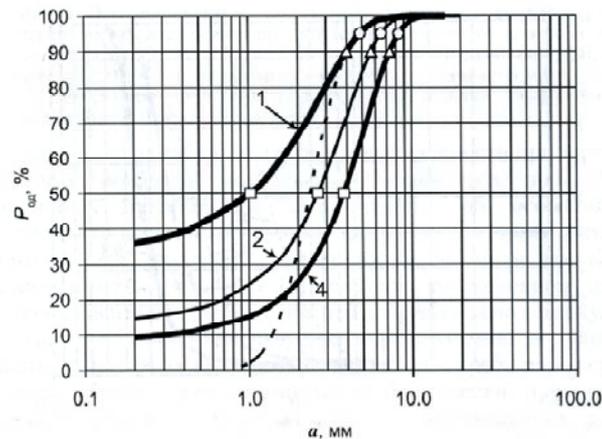
Рис. 4. Установка для испытаний на термоусталость с использованием высокочастотного нагрева (слева) и испытанные лопатки турбины (справа)

В соответствии с современными сертификационными требованиями ресурс основных (критических по последствиям разрушения) деталей (ОД) двигателей должен подтверждаться с учетом возможного наличия в этих деталях дефектов [12]. В лаборатории неразрушающего контроля проводятся комплексные исследования, позволяющие установить возможное содержание в детали разных дефектов и оценить выявляемость этих дефектов применяемыми методами неразрушающего контроля (НК). В 2012 г. выпущен ОСТ 1 01207-2012 с общими требованиями к НК ОД ГТД. Создан банк образцов с дефектами для оценки выявляемости дефектов при НК различными методами. На металлургических и двигателестроительных предприятиях проводятся тестовые проверки с построением диаграмм выявляемости дефектов применяемыми методами неразрушающего контроля (рис. 5).

Для отработки обоснованных методов подтверждения ресурса ОД при наличии дефектов, для выявления причин дефектов, определения

остаточного ресурса и периодичности инспекции ОД в процессе эксплуатации большое значение имеет сочетание фрактографической реконструкции и расчетов кинетики трещин. Институт имеет несомненные достижения в этой области [14].

Основной причиной дефектов современных отечественных и зарубежных двигателей является разрушение от многоциклового усталости (МнЦУ), что связано с трудностями исследования и обеспечения вибрационной прочности деталей. При создании двигателей нового поколения эта проблема станет еще более острой из-за повышения нагруженности ступеней лопаточных машин; применения широкохордных лопаток с плотным спектром частот собственных колебаний; использования блисков, в которых отсутствует демпфирование колебаний в замковых соединениях лопаток; увеличения наработки двигателей до съема в ремонт. В связи с этим возрастает роль исследований вибрационной прочности двигателей.



**Рис. 5.** Экспериментально полученные диаграммы выявляемости усталостных трещин при проведении тестового контроля на предприятиях 1, 2 и 4.  $P_{обд}$  – вероятность обнаружения трещины;  $a$  – длина трещины (мм); пунктир – данные циркуляра FAA №33-14.1, 2001

Для экспериментальных исследований форм собственных колебаний эффективно используются методы голографической интерферометрии. В настоящее время для модального анализа широкое применение находят лазерные виброметры. Для информации о вибрационном состоянии деталей используются динамическое тензометрирование и вибрографирование, а в последние годы – бесконтактные системы с датчиками пульсаций давления, датчиками радиальных зазоров, датчиками (лазерными, вихретоковыми) контроля колебаний торцев лопаток (tip timing). Для исследования динамических процессов применяются методы, основанные на применении преобразования Фурье, преобразования Прони, методы вейвлет-анализа, анализа 3D-функций когерентности [15]. В последние годы практически все исследования вибрационных характеристик лопаток турбомашин, проводимые при испытаниях двигателей или их узлов, осуществляются с использованием разработанных в институте методов бесконтактной диагностики колебаний в режиме реального времени.

Для анализа вибрационных характеристик и определения сопротивления деталей многоциклового усталости при симметричном цикле нагружения используются электродинамические вибростенды, а также вибростенды, на которых возбуждение колебаний детали осуществляется благодаря воздействию на нее модулированной (пульсирующей) струи воздуха (воздушные

вибростенды) (рис. 6). Электродинамические вибростенды используются в основном для испытаний при относительно низких частотах, но при различных температурах. Воздушные вибростенды эффективно используются при высокочастотных испытаниях при комнатной температуре, в т.ч. при испытаниях деталей из композиционных материалов.

Для оценки качества поверхностного слоя детали, оказывающего важнейшее влияние на сопротивление МнЦУ, используются рентгеновские дифрактометры и другая специальная аппаратура. Из работ, выполненных в последнее время, можно отметить, в частности, расчетно-экспериментальное исследование эффективности упрочнения хвостовиков монокристаллических лопаток турбин с учетом релаксации остаточных напряжений в процессе эксплуатации.

Испытания невращающихся лопаток на МнЦУ с асимметрией цикла нагружения при изгибе могут проводиться на машинах для испытаний на многоцикловую усталость (при отсутствии вращения лопаток) и рабочей температуре.

Разгонные стенды традиционно используются для проведения широкого спектра сертификационных, инженерных и технологических испытаний, включая испытания по подтверждению несущей способности роторов (в т.ч. в условиях возможной раскрутки), эквивалентно-циклические испытания по подтверждению



**Рис. 6.** Испытания лопаток на электродинамическом (слева) и воздушном (справа) вибростендах

ресурса, испытания по проверке стойкости роторов к ударному воздействию птиц и других попадающих в двигатель посторонних предметов, испытания по подтверждению непробиваемости корпусов фрагментами роторов, автофреттирование, исследования вибрационных свойств вращающихся роторов и т.д.

В институте имеется ряд разгонных стендов, два из которых показаны на рис. 7, отличающихся расположением оси вращения (стенды с горизонтальной и стенды с вертикальной осью вращения), типом привода (воздушная турбина, электродвигатель), максимальной мощностью привода (до 730 кВт), максимальной частотой вращения объекта (до 100 000 об/мин.), давлением воздуха в бронеканере (атмосферное, разрежение до 0,04 мбар)), максимальной массой

(до 1350 кг) и максимальными размерами (диаметр до 2000 мм, длина до 1400 мм) объекта исследований, способом нагрева (электронагреватели, вихревые токи, трение вращающегося колеса о воздух) и максимальной температурой нагрева объекта (>800 °С).

В последние годы область применения разгонных стендов существенно расширяется, а цели их применения несколько изменяются, что связано с совершенствованием конструкции стендов и методов испытаний, развитием методов расчета, появлением новых сертификационных требований к двигателям. В частности, особенно важны испытания, направленные на валидацию и верификацию методов расчета; формирование системы запасов по циклической



**Рис. 7.** Разгонные стенды с горизонтальной осью вращения (а) и вертикальной осью вращения (б)

долговечности при подтверждении ресурса критических по последствиям отказа деталей двигателей на основе базы данных по конструкционной прочности материалов; исследования живучести роторов при наличии дефектов; испытания, направленные на обеспечение вибрационной и динамической прочности деталей.

Новое поколение разгонных стендов обеспечивает существенное сокращение затрат стоимости и средств на проведение испытаний, повышение информативности испытаний за счет использования малоинерционных реверсивных приводов, глубокого вакуумирования камеры, применения многозонных нагревателей, измерения вытяжки ротора в темпе эксперимента, использования высокоскоростной кино съемки, контроля в реальном времени появления в исследуемом роторе трещины малоциклового усталости, проведения балансировки установленного на стенде объекта.

Для исследований вибрационных свойств и вибропрочности вращающихся лопаток, включая испытания на многоцикловую усталость, динамический разгонный стенд оснащен высокоточной системой управления и поддержания заданной частоты вращения ротора; системами возбуждения колебаний (масляными струями, воздушными импульсами, турбулизаторами); высокооборотным токосъемником для передачи информации от датчиков, размещенных на вращающемся объекте; бесконтактными системами измерения колебаний (типа *tip timing*).

Основные направления модернизации разгонных стендов связаны с совершенствованием

испытаний на многоцикловую усталость вращающихся лопаток, обеспечением возможности испытаний в условиях термоциклирования роторов из композиционных материалов. Особое значение имеет использование этих стендов для исследования локализации в корпусах двигателя фрагментов лопатки вентилятора (при ее разрушении), исследования стойкости ротора вентилятора к повреждениям при попадании в двигатель птиц (прежде всего крупной одиночной птицы) и других посторонних предметов.

Опыт эксплуатации авиационных двигателей свидетельствует о необходимости усиления внимания к обеспечению прочностной надежности подшипников и зубчатых колес.

Институт обладает комплексом стендов для испытаний подшипников различных типоразмеров, в том числе межвальных и межроторных подшипников с независимым приводом во вращение внутреннего и наружного колец подшипников (рис. 8, а). Эти стенды широко используются при проведении как сертификационных, так и доводочных испытаний подшипников качения, в частности, для проведения испытаний подшипников качения из перспективных, в том числе керамических материалов, а также для испытания подшипника скольжения [16]. На стендах проводятся испытания по оценке долговечности подшипников качения, в том числе при перекосе осей колец подшипников, исследования проскальзывания подшипников; исследования тепловыделения в подшипниках; отработка методов диагностики технического состояния подшипников.



а



б

**Рис. 8.** Стенды для испытаний подшипников и зубчатых колес

а – стенд для испытаний подшипников с одновременным независимым вращением внешнего и внутреннего колец; б – стенд для испытаний зубчатых колес

Стенд для испытаний зубчатых колес позволяет проводить испытания на контактную и изгибную выносливость зубчатых колес с различными видами зацепления и различной химико-термической обработкой рабочих поверхностей, моделировать дефекты и отрабатывать методы диагностики технического состояния зубчатых колес, подшипников, шлицевых соединений, оценивать работоспособность зубчатых колес при использовании различных масел (рис. 8, б). Планируется создание стенда для испытаний конических зубчатых колес и стенда для испытаний редуктора привода вентилятора.

Методы диагностики технического состояния деталей двигателей, отработанные с использованием данных, полученных на лабораторных установках, успешно применяются при эксплуатации авиационной техники.

Комплексные исследования прочностной надежности являются одной из важнейших задач, решаемых при создании и эксплуатации авиадвигателей. Имеющаяся во ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» отраслевая база прочностных испытаний двигателей обладает широкими возможностями и успешно использовалась при создании всех советских и российских авиадвигателей. В настоящее время экспериментальная база прочностных испытаний активно модернизируется для решения задач, необходимых для создания перспективных ГТД различного назначения.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бабкин В. И., Ланшин А. И., Полев А. С., Федякин Ф. Н. Создание конкурентоспособных авиационных двигателей 2025-2030 г.г // Межотраслевой альманах, №49, 2015. С. 25-29. [Babkin V. I., Lanshin A. I., Polev A. S., Fedyakin F. N. Creation of competitive aircraft engines of the years 2025-2030. // Interindustry almanac, 49, 2015. p 25-29.]
2. Value = The Sum Of All Parts // The Magazine, Rolls Royce, Issue 128, March 2011. P.4-6.
3. ЦИАМ 75 лет // под ред. Скибина В. А., Пономарева Б. А., Соркина Л. И., Шорра Б.Ф., М. «Авиамир», 2005. С. 414–520. [CIAM. 75 years // Editors: Skibin V. A., Ponomarev V.A., Sorokin L. I., Shorr B. F., M. Aviamir, 2005. p.414-520.]
4. Энциклопедия «Машиностроение» // Том IV-21, книга 3 «Авиационные двигатели.»// под ред. Скибина В. А., Темиса Ю. М., Сосунова В. А., М: 2010 Машиностроение. 719 с. [Encyclopedia "Mashinostroenie" //Volume IV – 21, book 3 "Aircraft engines. Editor: Skibin V. A., Temis Y. M., Sosunov V. A., M. Mashinostroenie, 2010. 719 p.]
5. Ножницкий Ю. А., Балугев Б. А. Отраслевая экспериментальная база прочностных исследований авиационных двигателей // сб. докладов ВНТК «Метрологическое обеспечение испытаний и измерений в авиационно-космической промышленности». М., 2013. С. 76-87. [Nozhnitskiy Y.A., Baluev B.A. Industrial experimental facilities

for conducting the strength investigations of aircraft engines // Collected volume of All-Russian STC reports "Metrological support of tests and measurements in aerospace industry". М., 2013, p. 76-87.]

6. Руководство 33-ВД-М. «Порядок оценки соответствия материалов, используемых в конструкции авиационного двигателя, требованиям Авиационных правил» // М.: ОАО «Авиаиздат», 2013. [Handbook 33-VD-M. "Procedure of assessment of compliance of materials used in aircraft engine with the requirements of Aviation Regulations". М. "Aviaizdat", 2013.]

7. Рекомендательный циркуляр №РЦ-АП-33.15.1. «Методические рекомендации по определению расчетных значений характеристик конструкционной прочности металлических материалов» // М.: ОАО «Авиаиздат», 2013. [Advisory Circular № RTS-AP-33.15.1. "Methodical recommendations for determination of calculated values of characteristics of structural strength of metallic materials". М. "Aviaizdat", 2013.]

8. Warwick G. NASA – Led Consortium Will Bring Science To Art Of Composites // Aviation Week and Space Technology, 2015-04-27. P.1-4.

9. Nozhnitskiy Y., Smirnov L. Ceramic, Carbon-carbon and Other Composite Materials Tests at High Temperature In «Ultra High Temperature Mechanical Testing // Ed. By R.D. Lohr and M. Steen, Woodhead Publishing Limited. Cambridge, 1995. P.184-192.

10. Bychkov N. G., Lukash V. P., Nozhnitskiy Yu. A., Perchin A. V., Rekin A. D. Investigations of Thermomechanical Fatigue for Optimization of Design and Production Process Solutions for Gas-turbine Engine Parts // Int. J. of Fatigue, 30, 2008. P.305-312.

11. Бычков Н.Г., Першин А.В., Хамидуллин А.Ш. Устройство для формирования и испытания образцов тонких покрытий // Патент РФ №2545082. Бюлл. №9, 2015. [Bychkov N.G., Pershin A.V., Khamidullin A.S.I. Devices for formation and testing of thin coating specimens // Patent RF № 2545082. Bull. № 9, 2015.]

12. Nozhnitskiy Y. A., Lokshtanov E. A., Dolgoplov I. N., Shashurin G. V., Volkov M. E., Tsykunov N. V., Ganelin I.I. Probabilistic Prediction of Aviation Engine Critical Parts Lifetime // ASME GT 2006-91350.

13. Цыкунов Н. В. Оценка выявляемости дефектов в основных деталях двигателей методами неразрушающего контроля // Новые технологические процессы и надежность ГТД. Вып. 10, М.: ЦИАМ, 2015. [Tsykunov N. V. Assessment of detectability of defects in main engine parts by non-destructive inspection methods // New technological processes and reliability of gas-turbine engines. Issue 10, М. CIAM, 2015]

14. Ножницкий Ю. А., Туманов Н. В., Черкасова С. А., Лаврентьева М. А. Фрактографические методы определения остаточного ресурса дисков авиационных газотурбинных двигателей // Вестник УГАТУ. Т.15, № 4 (44) Уфа: УГАТУ, 2011. С. 39-45. [Nozhnitskiy Y. A., Tumanov N. V., Cherkasova S. A., Lavrenteva M. A. Fractographic methods for determination of residual life of aircraft gas-turbine engine disks. // USATU's herald, v.15, № 4 (44) Ufa, USATU, 2011, p. 39-45.]

15. Хориков А. А., Данилкин С. Ю., Редькин Д. А. Совершенствование метода проведения резонансных испытаний рабочих лопаток в составе турбомашин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического универси-

тета им. академика С. П. Королева (национального исследовательского университета). 2014 № 5 (47), ч.2. С. 121–126. [Khorikov A. A., Danilkin S. Y., Redkin D. A. Improvement of method for conducting the resonance tests of blades with turbomachines // Herald of Samara State Aerospace University named after academician Korolev S. P. (national research university), 2014.]

16. **Ножницкий Ю. А., Федина Ю. А., Шадрин Д. В., Милатович Б.** Исследования вибрационной прочности вращающихся лопаток турбомашин на динамическом разгонном стенде // Вестник УГАТУ, Т.15, № 4 (44), Уфа: УГАТУ, 2011. С. 86–89. [Nozhnitskiy Y. A., Fedina Y. A., Shadrin D. V., Milatovich B. Investigations of vibration strength of rotational turbomachine blades performed on dynamic spin bench // USATU's herald, v.15, № 4 (44) Ufa, USATU, 2011, p.86–89.]

17. **Балуев Б. А., Бычков Н. Г., Ножницкий Ю. А., Першин А.В.** Обеспечение управляемого обрыва лопатки при проверке локализации фрагментов разрушенной лопатки в корпусах двигателя // В кн. Современные методы обеспечения прочностной надежности деталей авиационных двигателей. М. Торус Пресс, 2010. С. 134–145. [Baluev B. A., Vyckhov N. G., Nozhnitskiy Y. A., Pershin A. V. Provision of controlled. Blade release while checking the containment of fragments of failed blade within engine casing // In the book: Up-to-date methods to ensure strength reliability of aircraft engine parts. M. Torus Press, 2010, p. 134–145.]

18. **Петров Н. И., Ножницкий Ю. А.** Повышение надежности подшипников качения // В сб. Новые технологические процессы и надежность ГТД. Вып. 9, М.: ЦИАМ, 2013. С. 3–12 [Petrov N. I., Nozhnitskiy Y. A. Enhancement of roller bearing reliability // Collected volume of papers //New technological processes and reliability of gas-turbine engines. Issue 9, M. CIAM, 2013, p. 3–12]

#### ОБ АВТОРАХ

**Ножницкий Юрий Александрович**, нач. отд. прочности, зам. ген. директора ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», дипл. инж.-механик по авиац. двигателям (МАИ, 1971). Д-р техн. наук по тепл. двиг. лет. аппаратов (1997). Иссл. в обл. прочностной надежности авиадвигателей.

**Балуев Борис Александрович**, нач. отд. ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», дипл. инж. (МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1971). Канд. техн. наук по динамике и прочности (2009). Иссл. в обл. прочностных испытаний авиационных газотурбинных двигателей.

**Федина Юлия Алексеевна**, нач. сектора ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», дипл. инж. по авиац. двиг. (МАТИ, 1981). Канд. техн. наук по динамике и прочности (2000). Иссл. в обл. виброиспытаний на динамических разгонных стендах.

#### METADATA

**Title:** Pilot studies of strength reliability of perspective gas-turbine engines.

**Authors:** Yu.A. Nozhnitskiy,<sup>1</sup> B. A. Baluev,<sup>2</sup> Yu.A. Fedina<sup>3</sup>

**Affiliation:**

<sup>1-3</sup> FSUE TSIAM im. P. I. Baranova, Russia.

**Email:** <sup>1</sup> nozhnitskiy@ciam.ru, <sup>2</sup> baluev@rts.ciam.ru,

<sup>3</sup> fedina@ciam.ru

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 19, no. 3 (69), pp.3-14, 2015. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** The analysis of problems of a pilot study of strength reliability of perspective engines is carried out. Possibilities of experimental base of strength researches of CIAM engines and the main directions of modernization of experimental base are considered.

**Key words:** gas-turbine engine, engine details, durability, resource, low-cyclic fatigue, multi-cycle fatigue, thermofatigue, dynamics.

**About authors:**

**NOZHNIITSKY Yuriy Aleksandrovich**, head отд. durabilities, deputy gen. director of Federal State Unitary Enterprise CIAM im. P. I. Baranova, gradu. eng.- the mechanic on авиац. to engines (to MAI, 1971). The Dr.Sci.Tech. on тепл. двиг. years. devices (1997). Issl. in the Region of strength reliability of aircraft engines.

**BALUYEV Boris Aleksandrovich**, head of department of Federal State Unitary Enterprise CIAM im. P. I. Baranova, gradu. eng.- (MGTU of N.E. Baum-on, 1971). Cand. Tech. Sci. on dynamics and durability (2009). Issl. in the Region of strength tests of aviation gas-turbine engines.

**FEDINA Yulia Alekseevna**, head of sector of Federal State Unitary Enterprise CIAM im. P. I. Baranova, gradu. eng.- on aviation eng. (MATI, 1981). Cand.Tech.Sci. on dynamics and durability (2000). Issl. in the Region of vibration tests at dynamic accelerating stands.