

Журнал основан в 1932 году • Москва

Ежеквартальный научно-технический журнал

Орган Департамента авиационной промышленности
Министерства промышленности и торговли РФ
и
Национального института авиационных технологий

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.		Стр.
САМОЛЕТО- И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ		Маслов В.Д., Петров Ю.О., Севериненко А.Ю.	
Погосян М.А., Савельевских Е.П., Стрелец Д.Ю., Корнев А.В., Шагалиев Р.М., Козелков А.С. Внедрение суперкомпьютерных технологий в авиастроение России	3	О новом подходе к формообразованию тонкостенных тройников	37
Шахпаронов В.М., Карагиоз О.В. Временные ряды бортовой телеметрии летательных аппаратов	10	Коваленко А.В., Орешкин О.М., Белолопотков В.С. Алгоритмизация цифровой обработки данных в системе бесконтактной оценки шероховатости	41
Неделько Д.В., Алимов С.А., Шакиров М.З. Приближенная расчетная оценка сил на несущем винте вертолета в процессе авторотационной посадки	15	Кугультинов С.Д., Жиляев С.В., Попов И.В. Обеспечение заданной стойкости режущего инструмента при растачивании крупногабаритных деталей из титанового сплава ВТ6	44
ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ		Ахметов А.М., Кондратец С.В., Перлов С.В. Технология и оборудование для изготовления корпусных и роторных деталей ГТД методом намотки из ПКМ	47
Чернышев С.Л., Скворцов В.В., Иванов В.В., Трощиненко Г.А. Концепция создания и применения объемноцентрированного неравновесного ряда для поджига и интенсификации горения топлива в высокоскоростных потоках	19	МАТЕРИАЛЫ И МЕТАЛЛУРГИЯ	
Попов В.Г., Викулин А.В., Чеснова В.А., Маркелов М.С. Анализ возможности расширения диапазона регулирования пропускной способностью каналов сложной конфигурации теплонепряженных конструкций	25	Сытый Ю.В., Сагомонова В.А., Юрков Г.Ю., Целикин В.В. Новые конструкционные и функциональные ПКМ на основе термопластов и технологии их формования	50
Иноземцев А.А., Снитко М.А., Сычев В.К., Бакулин М.Г., Масловский А.В., Табачук И.С. Микроволновые системы измерения радиальных зазоров ГТД	29	Сироткин О.С., Андрюнина М.А. Перспективы применения в авиации нанокompозитов	53
ВОПРОСЫ ТЕХНОЛОГИИ		Барботько С.Л., Кириллов В.Н., Шуркова Е.Н. Оценка пожарной безопасности полимерных композиционных материалов авиационного назначения	55
Чумадин А.С., Ершов В.И., Шемонаева Е.С. Исследование процесса формовки полуторов из листовых заготовок	33	КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ, РЕСУРС	
		Калюта А.А., Рудзей Г.Ф. Влияние возникающих при сборке монтажных напряжений на усталостную долговечность соединений	59
		Яковлева А.П., Омельченко И.С. Повышение нагрузочной способности стальных деталей методом комбинированной обработки	62

Журнал включен в перечень ВАК

Magazine was founded in the year 1932 • Moscow

Quarterly scientific and technical magazine

Publication of Department of the Aviation Industry,
the RF Ministry for Industry and Trade,
and
National Institute of Aviation Technologies

CONTENT

	Pp.		Pp.
AIRCRAFT AND HELICOPTER ENGINEERING			
Pogosyan M.A., Savelievskih E.P., Strelets D.Yu., Kornev A.V., Shagaliev P.M., Koselkov A.S. Intro- duction of supercomputer technology into the aircraft industry of Russia	3	Maslov V.D., Petrov Yu.O., Severinenko A.Yu. On a new approach to forming thin-walled t-tubes	37
Shakhparonov V.M., Karagioz O.V. Time series of the spacecraft telemetry	10	Kovalenko A.V., Oreshkin O.M., Belolapotkov V.S. An algorithmic digital data processing in a non-contact surface roughness evaluation	41
Nedel'ko D.V., Alimov S.A., Shakirov M.Z. The approximate calculation assessment of forces on a helicopter rotor when landing in autorotation	15	Kugul'tinov S.D., Zhilyaev S.V., Popov I.V. Ensuring specified durability of cutting tools for boring large- sized parts of vt6 titanium alloy	44
ENGINE BUILDING			
Chernyshov S.L., Skvortsov V.V., Ivanov V.V., Tro- schinenko G.A. A concept for generation and applica- tion of body-centered non-equilibrium discharge for initiation and intensification of fuel combustion in high-speed flows	19	Akhmetov A.M., Kondratets S.V., Perlov S.V. Tech- nology and equipment for manufacturing case and rotor parts of a gas turbine engine by winding PCM	47
Popov V.G., Vikulin A.V., Chesnova V.A., Marke- lov M.S. Analysis of the possibility to expand the control range of complex-shaped channel capacity of heat-stresses structures	25	MATERIALS AND METALLURGY	
Inozemtsev A.A., Snitko M.A., Sychev V.K., Baku- lin M.G., Maslovsky A.V., Tabachuk I.S. Microwave systems for measuring tip clearance in gas turbine en- gines	29	Sytyi Yu.V., Sagomonova V.A., Yurkov G.Yu., Tseli- kin V.V. New structural and operational pcm based on thermoplastics and technology of their moulding	50
TECHNOLOGY PROBLEMS		Sirotkin O.S., Andriunina M.A. Prospects for appli- cation of nanocomposites in aviation	53
Chumadin A.S., Ershov V.I., Shemonaeva E.S. Investigation in forming half-torus of sheet billets	33	Barbot'ko S.L., Kirillov V.N., Shurkova E.N. Evalua- tion of the fire safety of the polymeric composite mate- rials for aviation purposes	55
		QUALITY, RELIABILITY, SERVICE LIFE	
		Kalyuta A.A., Rudzey G.F. The influence of the moun- ting stresses arising in assembly on fatigue life of con- nection joints	59
		Yakovleva A.P., Omelchenko I.S. Enhancement of load-carrying capacity of steel parts by combined pro- cessing	62

САМОЛЕТО- И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ

ВНЕДРЕНИЕ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В АВИАСТРОЕНИЕ РОССИИ

*М.А.Погосян, докт. техн. наук (ОАО «ОАК»); Е.П.Савельевских;
Д.Ю.Стрелец, канд. техн. наук; А.В.Корнев (ОАО «ОКБ Сухого»);
Р.М.Шагалиев, докт. физ.-матем. наук;
А.С.Козелков, канд. физ.-матем. наук (ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ»)*

Представлены основные составляющие проекта «Развитие суперкомпьютеров и грид-технологий» и этапы его реализации. Показана роль суперкомпьютерных вычислительных технологий в жизненном цикле отработки существующих и разработке перспективных образцов техники в авиастроении.

Ключевые слова: суперкомпьютерные технологии, внедрение, авиационная техника, проектирование, компьютерная модель, программные средства, валидация, дискретные модели.

INTRODUCTION OF SUPERCOMPUTER TECHNOLOGY INTO THE AIRCRAFT INDUSTRY OF RUSSIA. *M.A.Pogosyan, Dr.Techn.Sc; E.P.Savelievskih; D.Yu.Strelets, Cand.Techn.Sc; A.V.Kornev; R.M.Shagaliev, Dr.Phys.-Math.Sc; A.S.Kozelkov, Cand.Phys.-Math.Sc.*

Main components and stages of implementation of the “Development of Supercomputers and Grid Technologies” project are presented. The role of the supercomputer calculation technologies in the life cycle of working off existing and development of perspective samples of equipment for aircraft industry is shown.

Keywords: supercomputer technologies, introduction, aircraft equipment, design, computer model, software, validation, discrete models.

Внедрение суперкомпьютерного моделирования в процесс разработки самолетов и авиационных двигателей позволяет принципиально улучшить технико-экономические характеристики, а также сократить сроки и стоимость разработки продукции авиационной промышленности. Такой подход к разработке новых и модернизации существующих изделий авиационной техники приобретает особую актуальность еще и потому, что в ряде случаев проведение натуральных испытаний в необходимом объеме невоз-

можно по финансовым, временным, техническим и другим параметрам. В таких условиях суперкомпьютерные технологии становятся одним из важнейших компонентов процесса проектирования наукоемких изделий авиационной техники, обеспечивающего формирование рациональной конструкции при меньших затратах.

Одним из примеров успешного использования суперкомпьютерных технологий является опыт компании «Боинг». Их новый продукт Boeing-787 Dreamliner стал первым

самолетом компании, полностью спроектированным на компьютере. Моделирование на высокопроизводительных системах дало возможность спроектировать самолет на основе компьютерных моделей, исключив наиболее ресурсоемкий процесс изготовления и испытаний образцов. Это позволило сократить время реализации проекта примерно на год и сэкономить более двух миллиардов долларов США.

Практика внедрения суперкомпьютерных технологий в отечественную авиастроительную индустрию до настоящего времени в основном базировалась на зарубежных технологиях. Основной составляющей этих технологий являются многофункциональные пакеты программ инженерного анализа, предназначенные для моделирования на кластерных системах различных физических процессов, характерных для эксплуатации авиационной техники. Однако пакеты таких программ далеки от совершенства и достаточно дороги. Существуют также ограничения, связанные с условиями приобретения зарубежного коммерческого программного обеспечения, которое строго лицензируется и контролируется государственными органами экспортирующих стран. В таких условиях задача создания и внедрения в практическую деятельность предприятий авиационной промышленности отечественных конкурентоспособных суперкомпьютерных технологий – весьма актуальна*. Задержка с ее решением значительно затруднит достижение целевых параметров и технико-экономических показателей перспективных летательных аппаратов отечественного производства, существенно увеличит сроки их разработки/модификации из-за необходимости проведения боль-

шого числа экспериментальных работ и доведения конструкций до работоспособного состояния. Это потребует дополнительных затрат и в целом может отрицательно сказаться на конкурентоспособности отечественной авиационной техники.

Программы развития и внедрения суперкомпьютерных технологий во всех промышленно развитых странах мира входят в число наиболее приоритетных, и их реализация осуществляется при поддержке и под контролем государства. В 2009 г. в России был принят проект «Развитие суперкомпьютеров и грид-технологий», реализация которого осуществлялась в период с 2010 по 2012 гг. Ключевые задачи проекта:

- разработка базового ряда супер-ЭВМ;
- создание отечественных, импортозамещающих, конкурентоспособных пакетов программ трехмерного имитационного моделирования на вычислительных системах различной архитектуры, в том числе на супер-ЭВМ с массовым параллелизмом;
- внедрение созданных суперкомпьютерных технологий на предприятиях высокотехнологичных отраслей промышленности (авиастроение, атомная энергетика, автомобилестроение, ракетно-космическая отрасль).

Особенностью проекта стало привлечение с самого начала к его выполнению предприятий промышленности, что позволило сконцентрировать ресурсы по адаптации технологии на конкретных, востребованных промышленностью задачах и повысить эффективность проекта в целом.

ОАО «ОКБ Сухого» и его основные партнеры – ФГУП «ЦАГИ», ФГУП «ЦИАМ», ОАО «НПО «Сатурн», ОАО «ГосМКБ «Вымпел» им. И.И. Торопова», ООО «Саровский Инженерный Центр» и др. внедряли суперкомпьютерные технологии в процесс создания новой и модернизации существующей авиационной техники.

Созданная кооперация из ведущих отрас-

* **Погосян М.А., Савельевских Е.П., Стрелец Д.Ю., Корнев А.В.** Отечественные суперкомпьютерные технологии в авиационной промышленности // Наука и технологии в промышленности. 2012. № 2.

левых институтов, производителей авиационной техники и разработчиков суперкомпьютерных технологий позволила максимально использовать накопленный в авиационной промышленности опыт для решения задач проекта и заложить основы создания отечественной индустрии суперкомпьютерных вычислений.

В рамках Проекта в ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ» была решена задача по созданию высокопроизводительного вычислительного комплекса нового поколения. В настоящий момент в Сарове запущен суперкомпьютер петафлопного класса. Часть вычислительных ресурсов этого суперкомпьютера включена в состав вычислительного центра коллективного пользования (ВЦКП), к которому по высокопроизводительным защищенным каналам связи подключены более 40 предприятий и организаций высокотехнологичных отраслей промышленности, включая ОАО «ОКБ Сухого» (В 2011 г. в «ОКБ Сухого» был создан суперкомпьютерный центр, с которого осуществляется доступ к машине в Сарове), ФГУП «ЦИАМ», ФГУП «ЦАГИ» и ОАО «НПО «Сатурн»».

На суперкомпьютере ВЦКП РФЯЦ-ВНИИЭФ специалистами авиационных предприятий решаются задачи большой размерности без допущений и упрощения постановки, которые требуют многовариантных модельных расчетов для получения оптимальных конструкторских и технических решений при проектировании деталей, узлов, агрегатов и систем сложных технических объектов. В области авиации – это в первую очередь задачи, необходимые для сертификации пассажирского самолета по обеспечению безопасности при аварийной посадке в случае отказа шасси, посадке на воду, разрыве пневматики, попадании посторонних предметов на вход в двигатель, обрыве лопатки компрессора двигателя и др. В ближайшем будущем в удаленном режиме будут решаться задачи аэроупругости,

нестационарной аэродинамики, связанного и сопряженного теплообмена, сложного контактного взаимодействия. Это порядка 30 – 40 % от общего объема расчетных задач, которые решает авиационное предприятие при создании новых образцов авиационной техники. Сегодня они в основном базируются на экспериментах.

Оставшаяся часть расчетных задач, требующих интерактивного режима или корректировки в процессе счета, решается в локальных расчетных центрах предприятий авиационной промышленности. Для этого используются собственные ресурсы предприятий, а также компактные супер-ЭВМ разработки РФЯЦ-ВНИИЭФ.

Компактная супер-ЭВМ является уникальной разработкой, по совокупности своих характеристик превосходящей мировые аналоги. Это повседневный инструмент для инженеров и специалистов НИИ и КБ. В настоящее время изготовлено и поставлено на предприятия промышленности и в другие организации более 50 компактных супер-ЭВМ.

Основное назначение компактных супер-ЭВМ – обслуживание небольших расчетных групп, на предприятиях авиационной промышленности на них работают специалисты основных расчетных подразделений. Решаются задачи аэродинамики, газодинамики, прочности, вопросы безопасности при эксплуатации авиационной техники. Для решения данного класса задач в рамках проекта «Развитие суперкомпьютеров и грид-технологий» была разработана компьютерная модель проектирования перспективных летательных аппаратов (ЛА) на базе концепции «виртуальный самолет», «виртуальный двигатель» с использованием супер-ЭВМ, состоящая из трех компонентов: комплекса адаптированных (специализированных) программных средств ЛОГОС, единой базы данных (ЕБД), детальных дискретных моделей реальных изделий авиационной техники и их отдельных элементов.



Рис. 1. Адаптированный комплекс программ ЛОГОС

Комплекс адаптированных (специализированных) программных средств ЛОГОС имитационного трехмерного моделирования на супер-ЭВМ с массовым параллелизмом создан в ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ» в кооперации с партнерами по проекту. Предназначен для моделирования процессов тепломассопереноса, аэро-, гидро-, газодинамики и турбулентного перемешивания, а также для решения задач напряженно-деформированного состояния, процессов статического и динамического деформирования, разрушения и др. (рис. 1). Данный комплекс программных средств направлен на решение задач инженерного анализа в высокотехнологичных отраслях промышленности и стал первым серьезным шагом на пути обеспечения конкурентоспособности отечественного прикладного программного обеспечения с коммерческими зарубежными продуктами.

Важным направлением работ по проекту «Развитие суперкомпьютеров и грид-технологий» стало формирование доверия к программному продукту со стороны пользователей, определение области его применимости, создание методик по его использованию и внедрение их в реальный процесс проектирования изделий авиационной тех-

ники. С этой целью «ОКБ Сухого» совместно с партнерами провело широкомасштабную валидацию отечественного комплекса программных средств ЛОГОС. Было решено около 7000 задач различного уровня сложности, проведены экспериментальные исследования. В результате был создан валидационный базис, максимально охватывающий область эксплуатации современных ЛА и позволяющий объективно оценить возможности программных комплек-

сов имитационного моделирования, обосновать их использование в авиационной промышленности.

При валидации использовался метод стандартных блоков. Исследуемая сложная техническая система (самолет, двигатель, авиационная ракета) делится на три постепенно упрощающихся уровня: уровень подсистем, эталонный уровень и уровень единичных задач. Принцип такого подхода заключается в оценке того, насколько точно результаты вычислений совпадают с экспериментальными данными для различных уровней сложности. Каждый этап процесса отображает отдельный уровень связанности физической и геометрической сложности. Полная система включает реальные изделия или систему, для которой проводится имитационное моделирование. Все явления, обусловленные геометрией и физикой процесса, происходят одновременно и соответствуют многопрофильным физическим явлениям. Случаи решений на уровне подсистем отображают первое разбиение реальных изделий на упрощенные. Каждый из этих случаев демонстрирует ограниченные геометрические и физические свойства по сравнению с полной системой. Эталонный уровень представляет собой следующий уро-

вень последовательного разбиения полной системы. На этом уровне собираются отдельные элементы для отображения основных характеристик каждой подсистемы. Эталонные решения геометрически проще случаев на уровне подсистем и число связанных физических процессов для них ограничено. Единичные задачи отображают окончательное разбиение полной системы и включают очень простую геометрию с одним физическим процессом. Каждый уровень характеризуется также разным объемом экспериментальных данных, имеющих для исходных и граничных условий, разными требованиями к экспериментальной погрешности измерений.

Валидационный базис построен на согласованной и достаточной системе тестов с соответствующими критериями, посредством которых можно уверенно подтвердить достоверность всех аспектов программных средств имитационного моделирования для решения задач создания новых образцов авиационной техники.

Единое информационное пространство проекта обеспечивалось специально созданным для этих целей инструментом – единой базой данных (ЕБД). Основное назначение ее – актуальный, непротиворечивый, мобильный и единственный источник достоверной информации для всех участников проекта в рамках их компетенции.

ЕБД содержит:

- описание постановок и результатов решения как классических задач, имеющих аналитические решения, подтвержденные экспериментально, так и численные решения прикладных практических задач, имеющих достоверное экспериментальное подтверждение либо согласованных с другими численными решениями, полученными на основе различных лицензионных программных средств;

- результаты верификации и валидации отечественного комплекса программных средств ЛОГОС;

- дистрибутивы действующего на момент публикации программного обеспечения с документацией, а также ссылки на рекомендуемые открытые коды, обеспечивающие просмотр содержащихся в ЕБД материалов;

- информацию о существующем программно-аппаратном обеспечении и его развитии;

- основные документы проекта (тексты действующих технических заданий, протоколы, шаблоны документов, типовые формы и др.);

- методики, отчеты и литературу по теме проекта;

- всю необходимую контактную информацию об участниках проекта для осуществления эффективных коммуникационных связей;

- справочные материалы для поддержки пользователей ЕБД.

ЕБД создана на основе дистрибутива DokuWiki, представляющего совместимую со стандартами, платформонезависимую и легкую в использовании среду для создания разного рода документации. Она ориентирована на команды разработчиков, рабочие группы и небольшие компании. Все данные хранятся в простых текстовых файлах, поэтому для работы не требуется СУБД. Простой, но мощный синтаксис облегчает создание структурированных текстов и позволяет при необходимости читать файлы данных даже за пределами Wiki, а использование отдельно подключаемых модулей (plugin) позволяет применять разнообразные стили форматирования и представления данных.

DokuWiki может использоваться как локально, то есть может быть установлена на рабочей станции пользователя, так и удаленно, при установке на веб-сервер.

Для обеспечения мобильности и легкости переноса ЕБД используется пакет программ DokuWikiStick. Пакет содержит все необходимое для локальной работы с DokuWiki:

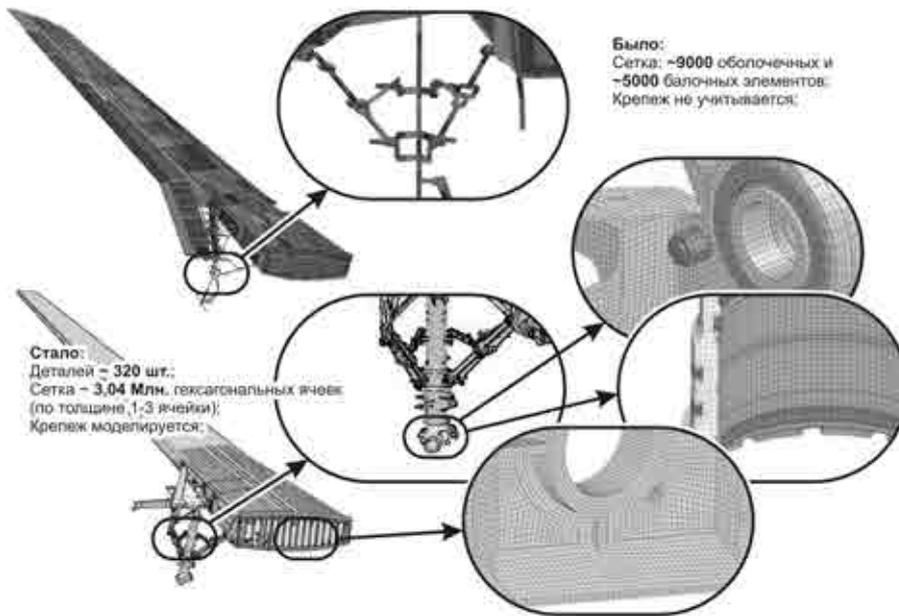


Рис. 2. Дискретные модели для расчета последствий аварийной посадки ЛА

локальный веб-сервер MicroApache (ОС MS Windows), библиотеки PHP и др.

В настоящее время ЕБД развернута на ВЦКП РФЯЦ-ВНИИЭФ и к ней обеспечен доступ всех участников проекта.

Третьей составляющей разработанной компьютерной модели проектирования ЛА на супер-ЭВМ являются дискретные модели реальных изделий авиационной техники и их элементов (рис. 2). Здесь за время реализации проекта были созданы подробные дискретные модели с использованием конечных элементов, адекватно отражающих реальные физические процессы, что позволило перейти от традиционных расчетных технологий к прямому численному моделированию без допущений и упрощения постановки задачи.

Работа над проектом «Развитие суперкомпьютеров и грид-технологий» показала, что ключевым вопросом развития суперкомпьютерных технологий в настоящее время и в ближайшей перспективе будет развитие супертехнологий генерации дискретных сеточных моделей большой размерности. И здесь основными направлениями работ, на наш взгляд, должны стать:

- генерация гибридных сеток (сочетание блочно-структурированной и неструктурированной технологий);

- эффективное распараллеливание генерации дискретных моделей на гибридных и классических вычислительных архитектурах супер-ЭВМ, в том числе на уровне файловых операций;

- создание алгоритмов глобального разбиения с эффектом памяти геометрического прототипа;

- локальная адаптация

(сгущение/разрежение) для получения эффективного поля дискретизации по пространству;

- создание алгоритмов генерации сеток типа «химера» при использовании технологии малозумной переинтерполяции полей величин с сетки на сетку;

- расширение возможностей алгоритмов согласованного малого (перемещения меньше характерных размеров ячейки) и большого (перемещения больше характерных размеров ячейки) движения узлов сетки как в случае топологического постоянства модели, так и в случае его изменения.

Что касается перспектив развития отечественных программных средств имитационного трехмерного моделирования на супер-ЭВМ, например для описания аэродинамики различных ЛА с высоким качеством разрешения пограничных слоев на основе моделей турбулентности типа «k-ε», необходима дискретизация по пространству $\sim 10^8$ ячеек и более при применении метода конечных объемов, то есть необходимо на шаге решать системы $\sim 5 \cdot 10^8$ уравнений и более. В дальнейшем получают развитие и более точные модели типа LES, DES, которые, по-

вышая точность моделирования, требуют больших вычислительных затрат. В задачах аэродинамики, где необходимо разрешать сложную структуру турбулентных течений в широком диапазоне размеров вихрей с учетом теплообмена в пограничных слоях, и в задачах механики деформируемого твердого тела, где необходимо разрешать очень мелкие масштабы зарождения и развития поврежденности, потребности в вычислительных ресурсах в обозримом будущем будут неограниченно возрастать. Скорость роста этих потребностей будет зависеть от соотношения цена/качество решения проблемы.

Расширится область использования прямого численного моделирования на супер-ЭВМ для задач различных отраслей промышленности. Для авиационной промышленности в перспективе актуально развитие следующих отечественных технологий имитационного моделирования:

- интегральных конструкций из полимерных композиционных материалов;
- процессов для повышения надежности и безопасности авиационной техники;
- процессов горения топлива в камере сгорания газотурбинного двигателя;
- процессов обледенения элементов конструкции планера;
- трещиностойкости конструкции планера;
- аэроакустики, уровня шума на местности и внутри пассажирской кабины;

– процессов многодисциплинарной оптимизации элементов конструкции планера.

Итак, в течение 2010–2012 гг. предприятиями и организациями авиационной промышленности совместно с ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ» проведен большой объем работ по адаптации отечественных аппаратно-программных средств имитационного моделирования для нужд авиации: создана и развивается инфраструктура высокопроизводительных вычислений, достигнуты определенные успехи в применении отечественных суперкомпьютерных технологий для решения промышленных задач. Следует также отметить и консолидирующую роль проекта «Развитие суперкомпьютеров и грид-технологий». Здесь и ведущие отраслевые институты, и институты РАН, и производители авиационной техники, и разработчики суперкомпьютерных технологий.

Очевидно, что создание конкурентоспособной продукции в условиях жестких финансовых и временных ограничений без внедрения новых технологий, новых методов имитационного моделирования, без высококвалифицированных кадров, а также всестороннего сотрудничества сегодня невозможно. Решить эту задачу поможет проект «Развитие суперкомпьютеров и грид-технологий», успешная реализация и дальнейшее развитие которого открывает отличные перспективы для создания новой российской конкурентоспособной авиационной техники.

ВРЕМЕННЫЕ РЯДЫ БОРТОВОЙ ТЕЛЕМЕТРИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В.М.Шахпаронов (МГУ имени М.В. Ломоносова);

О.В.Карагиоз, докт. техн. наук (ОАО “Национальный институт авиационных технологий”)

Описаны выявленные скрытые периодичности изменения напряжения системы электропитания и температуры бортовых радиопередатчиков, обусловленные изменением положения спутника относительно Земли и Солнца, с помощью спектрального анализа бортовой телеметрии малого космического аппарата «Университетский».

Ключевые слова: телеметрия, бортовая аппаратура, длительность периодичности изменений параметров.

TIME SERIES OF THE SPACECRAFT TELEMETRY. *V.M.Shakhparonov, O.V.Karagioz, Dr.Techn.Sc.*

The article describes disclosed hidden periodicities of voltage variation in the power supply and temperature system of the onboard radio transmitters, conditioned by the satellite position relative to the Earth and the Sun using spectral analysis of spacecraft telemetry on the microsatellite “Universitetskiy”.

Keywords: telemetry, onboard equipment, duration of periodicity of parameter changes.

Современные системы сбора данных позволяют размещать необходимое число датчиков на всех важных агрегатах и элементах конструкции летательного аппарата для получения информации об изменении их характеристик в процессе всего срока летно-конструкторских испытаний и эксплуатации. Если запись измеряемых величин происходит в аналоговом виде, то временная зависимость представляется в виде непрерывного графика. Однако в настоящее время аналоговая запись практически повсеместно вытеснена цифровой, которая дает последовательность дискретных отсчетов, формируя таким образом временные ряды. Цифровая запись может быть использована при летной эксплуатации летательных аппаратов и наземных испытаниях элементов их конструкции на соответствующих стендах [1, 2]. В процессе контроля технологического процесса, например при вакуумно-плазменной обработке поверхности [3], можно регистрировать его физические параметры,

связывая их данные с реальным временем. В наиболее благоприятном для анализа случае данные следуют друг за другом через одинаковые промежутки времени и не имеют разрывов разной продолжительности. Такие ряды данных принято называть эквидистантными. Их обработка не вызывает принципиальных затруднений. С помощью преобразований Фурье это позволяет получить спектральный состав и обнаружить скрытые периодичности. В некоторых случаях они представляют значительный практический интерес.

Проведем анализ бортовой телеметрии летательного аппарата на примере искусственного спутника Земли. В 2005 г. с космодрома «Плесецк» ракетой-носителем «Космос-3М» одновременно с выводением основной нагрузки состоялся запуск микро-спутника «Университетский – Татьяна». Спутник был негерметичного исполнения и содержал шесть фрезерованных панелей, соединенных между собой. «Безбумажная»

технология обеспечила высокую точность изготовления его и сократила время на сборку. Спутник был разработан, изготовлен и адаптирован к ракете-носителю приблизительно за два месяца и выведен на круговую орбиту высотой порядка 1000 км и наклоном 83° . Ось искусственного спутника Земли направлена по радиусу-вектору «спутник – Земля». При движении по такой орбите спутник регулярно пересекал в северном и южном полушариях основные структурные образования ионосферы Земли. Тип частиц, их потоки и энергии в этих областях существенно различны и испытывают значительные вариации в зависимости от уровня гелиогеофизической активности.

Научная программа проекта – изучение процессов и явлений, происходящих в магнитосфере Земли. Она опиралась на получаемый со спутника непрерывный мониторинг радиационной обстановки в околоземном космическом пространстве. На спутнике был установлен контрольно-дозиметрический модуль «Татьяна», разработанный и изготовленный НИИЯФ МГУ. Спутник относится к классу микроспутников, его масса составляла 31,6 кг, масса научной аппаратуры – 7,2 кг. Аппаратура содержала блоки датчиков, регистрирующие потоки заряженных частиц, блок датчика регистрации ультрафиолетового излучения, а также информационный блок, обеспечивший накопление научной информации для последующей передачи на наземные приемные пункты в Омске, Москве и Калуге.

Служебный борт космического аппарата «Университетский» состоял из бортовой системы контроля и управления, разработанной и изготовленной в НИЛАКТ РОСТО (г. Калуга). В ее состав входили бортовые приемопередатчики на частотах 435 и 145 МГц. В состав служебного борта также входила система электропитания с контроллером и буферной химической аккумуляторной батареей емкостью 8 А·ч, собранной

ФГУП ПО «Полет» (г. Омск). Первичным и основным источником бортового электропитания была солнечная батарея (СБ). В ней использовались фотоэлектрические преобразователи на основе кристаллического и аморфного кремния, а также на основе арсенида галлия. Экспериментальная панель СБ из аморфного кремния была снабжена механизмом поворота относительно кремниевой батареи, закрепленной на боковой поверхности космического аппарата. Рабочее напряжение системы электропитания 12–14 В при среднесуточной мощности 7 Вт.

Обогрев химической батареи осуществлялся системой обеспечения тепловых режимов. Система ориентации и стабилизации обеспечивала точность ориентации на Землю 1–3 градуса. Она состояла из блока управления, солнечных датчиков, магнитометров, активных исполнительных компонентов в виде электромагнитных устройств, двигателя-маховика, а также штанги гравитационного успокоителя. Система отделения, конструкция аппарата, включая кабельные сборки, антенны, а также выносной блок телеметрии, были разработаны и изготовлены также в ПО «Полет».

Приемный пункт МГУ им. М.В. Ломоносова вел непрерывный прием научной и служебной телеметрии с борта космического аппарата (КА) «Университетский» с момента его вывода на орбиту в течение всего срока активного существования. Помимо научной телеметрии, поступавшей с контрольно-дозиметрического модуля «Татьяна», проводился регулярный прием служебной телеметрии бортовых систем КА. Наземная станция обеспечивала прием данных со скоростью 9600 бит/с на частоте 435 МГц.

Микроспутник функционировал два года и сорок шесть дней. В процессе эксплуатации КА выявлены особенности его поведения на орбите и отработана технология управления полетом. Система электропитания и связанная с ней система термостаби-

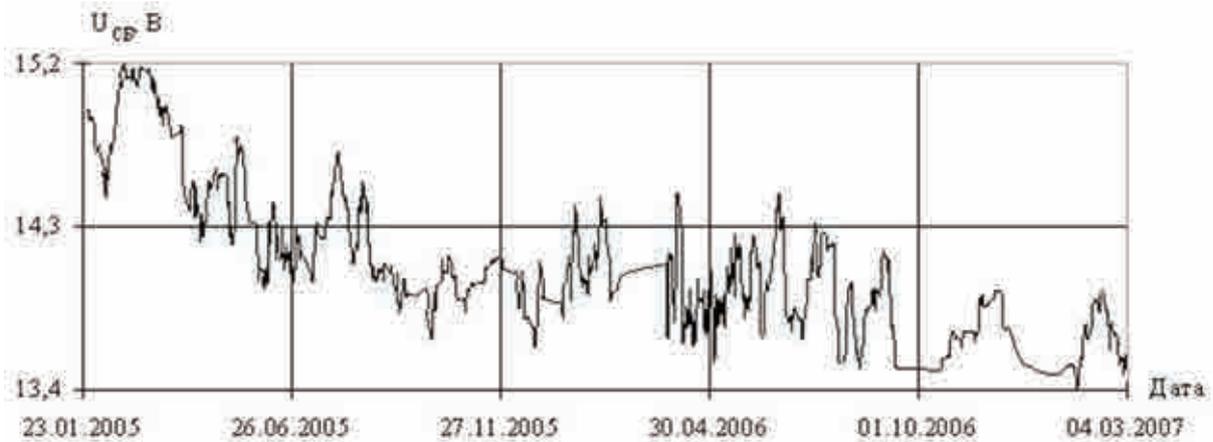


Рис. 1

лизации показали высокую надежность в работе. В то же время оказалось, что экспериментальная солнечная батарея из аморфного кремния обладает существенным некомпенсированным магнитным моментом, что привело к некоторым искажениям в работе магнитометров и дестабилизировало систему ориентации и стабилизации КА. Микроспутник был стабилизирован по показаниям солнечных датчиков.

Срок службы космического аппарата на орбите определяется деградационными процессами в его бортовых устройствах и системах, и в первую очередь в системе электропитания. Наземный комплекс принимал информацию о напряжении и токе солнечной батареи, суммарном токе и напряжении бортовых систем, токах потребления каждого из блоков. Напряжение солнечных батарей U_{CB} как функция времени t нестабиль-

но. Оно отражает влияние различных дестабилизирующих факторов. Солнечная батарея подвержена воздействию солнечного света, главным образом ультрафиолетового диапазона, галактических и солнечных космических лучей, пыли и микрочастиц. Со временем ее характеристики ухудшаются, поэтому напряжение U_{CB} со временем падает. Такой процесс был хорошо заметен в первые шесть месяцев работы спутника. Напряжения солнечных и аккумуляторных батарей удерживались на уровне 14,2 и 13,3 В соответственно. На рис. 1 показано изменение со временем напряжения солнечных батарей. С целью устранить шумы и случайные выбросы было проведено скользящее усреднение по десяти соседним строкам, то есть примерно за 5–10 суток. Напряжение аккумуляторных батарей также со временем снижается.

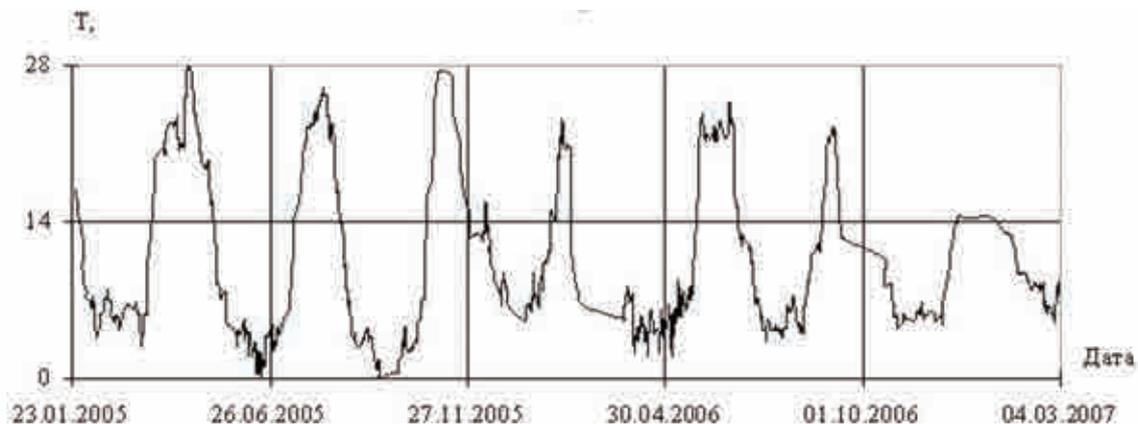


Рис. 2

Обработка телеметрических данных, поступающих от термодатчиков, показала, что температура радиопередатчика изменяется на частоте 435 МГц (рис. 2). Следует отметить, что температурная кривая имеет явно выраженный период, составляющий примерно три месяца и десять дней. Зафиксировано снижение температуры радиопередатчика на частоте 145 МГц и температуры бортового компьютера.

Детальный спектральный анализ выделил в полученных данных характерные периодичности. Использование метода усреднения ординат в течение пробного периода позволило надежно исследовать ряды с существенными отклонениями от эквидистантных [4]. Обработка неэквидистантных рядов всегда вызывала большие проблемы [5]. Интервал измерений разбивали на отдельные участки в течение пробного периода. Затем усреднялись ординаты, расположенные на одинаковых расстояниях от начала периода, и выбиралась фаза, обеспечивавшая максимальную амплитуду периодичности. На рис. 3 четко выделяется периодичность $A(T)$ длительностью 103,9 мин, равная периоду обращения спутника вокруг Земли. Анализ дал возможность выделить дополнительный ряд минутных периодичностей 85,35; 90,74; 96,85; 106,46; 112,00; 121,50; 132,75, в которых основная периодичность 103,89 минуты расширена или даже расчлениена на два горба более длительными перио-

дами. Периоды длительностью 85,35 мин представляют комбинацию с третьей гармоникой суток, 90,74 мин – с полусуточным периодом, 96,85 мин – с 90-суточным периодом, 106,46 мин – с трехсуточным периодом, 112 мин – с суточным периодом, 121,5 мин – с полусуточным периодом, 132,75 – с третьей гармоникой суточного периода.

Интерес представляют долгопериодные вариации. Отметим периодичности длительностью 58, 74, 90, 106, 145 суток. Физически правдоподобное объяснение можно дать периодичности 90 суток, поскольку она равна длительности сезона года. Сущность двух более длительных периодичностей объяснить трудно. Они могут быть связаны, в частности, как с конечностью ряда данных, что ведет к погрешности анализа, так и с наличием фликкер-шума, характерного для любых физических систем. Первые наблюдения фликкер-шума или $1/f$ -шума проведены более пятидесяти лет назад. С тех пор этот вопрос интенсивно разрабатывается. Шум $1/f$ является универсальным типом флуктуаций. Он проявляется не только при измерениях в электронике, но и при самых различных наблюдениях [6]. Физическая причина возникновения $1/f$ -шума не установлена. Единой теории, описывающей избыточный шум, не существует, так как эти флуктуации могут иметь совершенно различные физические механизмы возникновения.

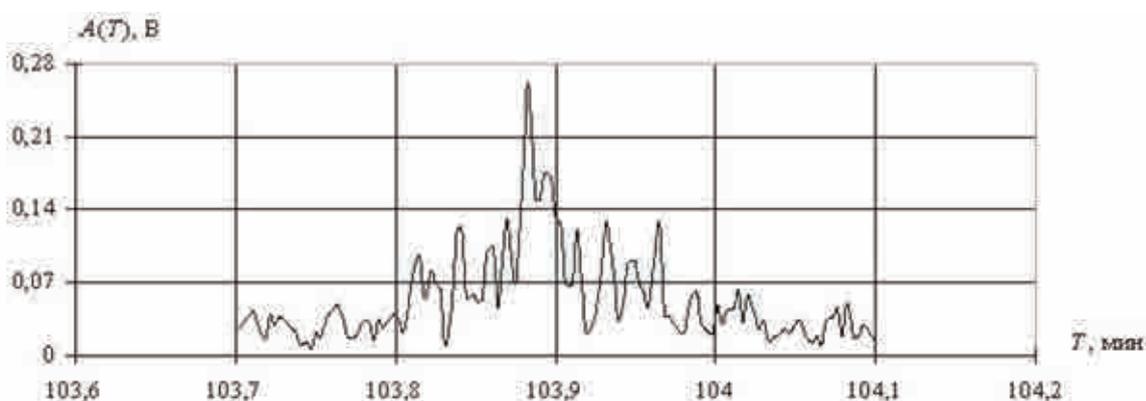


Рис. 3

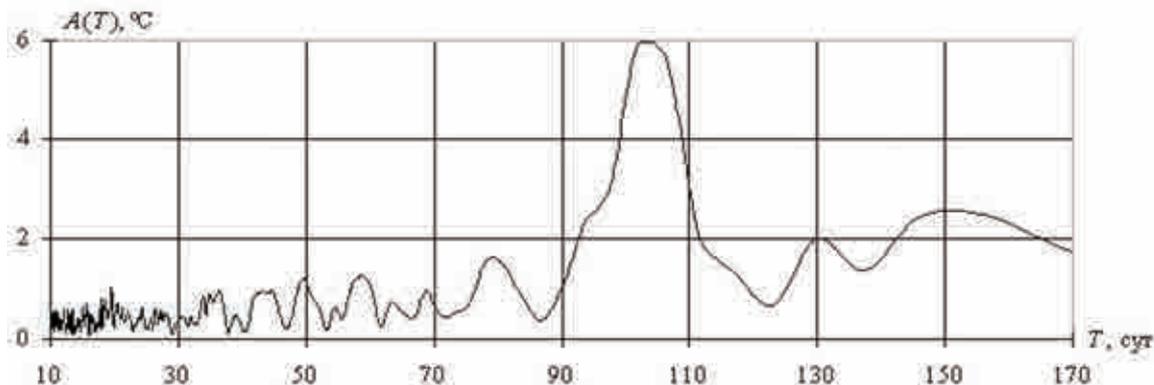


Рис. 4

На фоне шумовых процессов (см. рис. 3) также четко выделяется периодичность длительностью 103,89 мин. При анализе был выделен и дополнительный ряд минутных периодичностей 85,41, 90,78, 96,95, 106,44, 111,92, 112,09, 121,41, 121,61, 132,58, 132,86. Наибольший интерес представляет периодичность длительностью 102 суток (рис. 4). При такой периодичности бортовые системы КА «Университетский» испытывали колебания температуры в широких пределах (от -10 до $+40$ °C). Правдоподобное объяснение дать такой периодичности трудно. Она существенно отличается от периодичности в 90 суток, которая могла бы указывать на сезонную периодичность.

Система термостабилизации КА показала высокую надежность и стабильность в работе, однако в ее задачи не входило удержание колебаний температуры отдельных блоков спутника в существенно меньших пределах. Высокие температуры неблагоприятно сказываются на работе радиоэлектроники, минусовые – менее опасны для электронной аппаратуры, но также неблагоприятно влияют на ее работу. Особую опасность низкие температуры представляют для аккумуляторных батарей. Замерзание может привести к необратимой потере их емкости и потере работоспособности всего спутника. При детальном анализе периодичности изменения температуры выяснилось, что она устойчива. Следовательно, установ-

ленная периодичность существует объективно и связана с конкретным физическим фактором. Имея значительную амплитуду, она даже подавляет фликкер-эффект, в данном случае он уже просматривается не очень наглядно. Большая амплитуда данной периодичности обусловлена огромной разностью температур на освещенной и теневой поверхностях спутника, достигающей величины порядка 200 °C. Поэтому незначительные повороты спутника вокруг вертикальной оси, направленной в сторону Земли, приведут к заметному изменению температуры в тех точках, в которых проводились ее измерения. Если бы функционально важные для работы спутника элементы находились близко от стенок спутника, могли бы произойти катастрофические последствия из-за появления более существенных по амплитуде колебаний температуры. Однако рассматриваемые блоки были расположены на расстоянии порядка 20 см от оси вращения, что ограничило колебания их температуры в указанных пределах.

Медленное вращение спутника вокруг направленной в сторону Земли оси не повлияло на выполнение его основных задач, связанных с измерением потоков космических частиц высокой энергии (космических лучей), ультрафиолетового фонового излучения ночной атмосферы, свечения атмосферы при полярных сияниях, а также радиационной стойкости бортовой электроники.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бойцов Б.В., Борисов В.Д., Киселев Н.М., Подколзин В.Д. Жизненный цикл и реализация ЛА. М.: Изд-во МАИ, 2005. 520 с.

2. Мусатов В.А., Абрамова Е.А., Егоров В.Н. Разработка конечно-элементной модели ферменного крупногабаритного стенда для динамических испытаний // Авиационная промышленность. 2011. № 1. С. 46–49.

3. Плихунов В.В. Комплексная система формирования технологических процессов вакуумной ионно-

плазменной обработки // Авиационная промышленность. 2010. № 2. С. 23–26.

4. Parkhomov A.G. A Search for Laws in the Results of Gravitational Constant Measurements // Gravitation and Cosmology. 2009. Vol. 15. № 2. Pp. 174–177.

5. Прохоров С.А. Прикладной анализ неэквидистантных временных рядов. Самара: Самарский государственный аэрокосмический ун-т, 2001. 375 с.

6. Буккингем М. Шумы в электронных приборах и системах / Пер. с англ. М.: Мир, 1986. 399 с.

ПРИБЛИЖЕННАЯ РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА СИЛ НА НЕСУЩЕМ ВИНТЕ ВЕРТОЛЕТА В ПРОЦЕССЕ АВТОРОТАЦИОННОЙ ПОСАДКИ

*Д.В.Неделько, канд. техн. наук; С.А.Алимов;
М.З.Шакиров (ОАО “КВЗ”, г. Казань)*

Приведены результаты расчетов для определения сил, возникающих на несущем винте легкого многоцелевого вертолета с ползковым шасси при выполнении посадки на режиме авторотации.

Ключевые слова: вертолет, авторотационная посадка, испытания.

THE APPROXIMATE CALCULATION ASSESSMENT OF FORCES ON A HELICOPTER ROTOR WHEN LANDING IN AUTOROTATION. *D.V.Nedel'ko, Cand.Tech.Sc; S.A.Alimov; M.Z.Shakirov.*

The authors present results of a set of calculations to evaluate forces generated by the main rotor of a light multipurpose helicopter with skid landing gear, when landing in autorotation.

Keywords: helicopter, landing in autorotation, tests.

В рамках процедуры сертификации на соответствие вертолета требованиям авиационных правил АП-29 одним из важных пунктов является возможность выполнения аварийной (вынужденной) посадки на режиме авторотации. Выполнение авторотационной посадки – достаточно опасный режим и влечет за собой необходимость определения наиболее приемлемой методики пилотирования вертолета. Для этого необходимо определить величины сил, возникающих на

несущем винте вертолета. При разработке методики определения силы тяги и продольной силы вертолета были использованы данные летных экспериментов по посадке многоцелевого вертолета с ползковым типом шасси.

Рассматривались 2 варианта авторотационной посадки многоцелевого вертолета: авторотационная посадка, при которой в момент касания ВПП реализована вертикальная скорость снижения вертолета 1,77 м/с

при угле тангажа $9,6^\circ$ (вариант 1) и вертикальная скорость снижения вертолета $1,25$ м/с при угле тангажа $4,1^\circ$ (вариант 2).

Выбранные для анализа варианты авторотационных посадок вертолета были выполнены на заснеженное бетонное покрытие, что существенно упрощало процедуру анализа, поскольку позволяло пренебречь силами трения в зоне контакта полозков с посадочной поверхностью.

Авторотационные посадки с выключенными двигателями выполнялись по следующей методике. С исходного режима горизонтального полета на высоте $H = 300$ м и скорости $V_{пр} = 110 - 120$ км/ч вертолет выводился на режим авторотации несущего винта (НВ) путем перевода двигателей на режим «полетного малого газа», на высоте 200 м двигатели переводили на режим «земного малого газа». После визуального уточнения условий посадки на высоте $100 - 120$ м выключали оба двигателя путем перевода переключателя режимов в положение «СТОП». Далее на высоте $20 - 25$ м выполнялось энергичное торможение вертолета до скорости $V_{пр} = 40 - 50$ км/ч увеличением угла тангажа ϑ до $25 - 30^\circ$ и увеличением общего шага $\varphi_{ош}$ на $4 - 4,5^\circ$. С высоты $6 - 8$ м начиналось уменьшение угла тангажа с таким расчетом, чтобы к высоте $1,5 - 2$ м угол тангажа был близким к допустимому посадочному углу, а угловая скорость вращения вертолета – близкой к нулю. С высоты $1,5 - 2$ м увеличивали общий шаг с темпом, необходимым для гашения вертикальной скорости снижения к моменту приземления.

В качестве основных параметров, измеренных в ходе выполнения летных испытаний, рассмотрены следующие величины: частота вращения несущего винта $n_{НВ}$, продольная путевая скорость V_x , общий шаг несущего винта $\varphi_{ош}$, угол наклона тарелки автомата перекоса в продольном направлении k . Пример процесса изменения парамет-

ров $n_{НВ}$, $\varphi_{ош}$ при выполнении посадки приведен на рис. 1. Точкой *A* обозначен момент касания вертолетом посадочной площадки, римскими цифрами I – IV – основные этапы полета:

зона I – участок горизонтального полета от времени t_0 до времени t_1 ;

зона II – участок снижения от времени t_1 до времени t_2 ;

зона III – участок «подрыва НВ» от времени t_2 до времени t_3 ;

зона IV – участок приземления от времени t_3 до времени t_4 .

В каждый момент времени по полетным параметрам могут быть вычислены величины тяги T и продольной силы H несущего винта. Для приближенного вычисления этих сил была использована классическая теория несущего винта [1]. Определялось среднее по диску несущего винта значение индуктивной скорости по формуле Глауэрта [2]:

$$u_{\text{ср}} = \frac{T}{2\pi R^2 \rho V}. \quad (1)$$

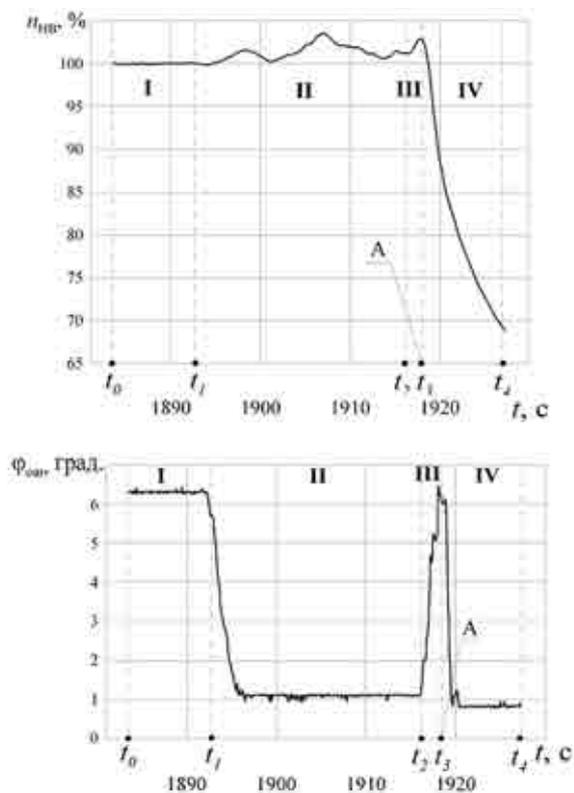


Рис. 1

Средняя относительная индуктивная скорость найдена по формуле

$$\bar{v}_i = \frac{u_{\text{ср}}}{\omega R} = \frac{T}{2\pi R^2 \rho V_x \omega R} \quad (2)$$

Величины силы тяги $T_{\text{НВ}}$ и продольной силы $H_{\text{НВ}}$ определяли по формулам:

$$T = C_T \frac{\rho}{2} \pi R^4 \omega^2; \quad (3)$$

$$H = T(a_1 - \varphi_3), \quad (4)$$

где a_1 – коэффициент разложения в ряд Фурье уравнения махового движения лопасти; φ_3 – угол заклинивания НВ; C_T – коэффициент тяги.

Алгоритм вычисления величины тяги T и продольной силы H несущего винта:

1) берутся значения исходных параметров в некоторый текущий момент времени t_i ;

2) величина силы тяги НВ принимается соответствующей полетному весу вертолета. Далее по формуле (2) вычисляется значение средней относительной индуктивной скорости. Затем выполняются необходимые вычисления для определения коэффициента C_T , силы тяги $T_{\text{НВ}}$. Сравнивается новое значение силы тяги с первоначальным. Если разница между ними составляет более 0,1%, то новое значение силы тяги принимается за исходное. Цикл вычислений повторяется до тех пор, пока принятое условие (0,1%) не будет выполнено. Так будет получено

значение силы тяги НВ для момента времени t_i и соответственно продольной силы $H_{\text{НВ}}$;

3) пункты 1 и 2 повторяются для каждого шага по времени.

На рис. 2 приведены результаты расчетов тяги и продольной силы несущего винта, начиная с момента касания шасси взлетно-посадочной площадки, по разработанной методике для двух вариантов посадки.

Для проверки правильности расчетной модели полученные значения $T_{\text{НВ}}$ и $H_{\text{НВ}}$ использованы в расчете динамики движения вертолета после касания им посадочной поверхности. Расчет выполнен по методу, описанному в работе [3]. В качестве исходных данных для вертикальной скорости снижения вертолета V_y в момент касания посадочной площадки использованы результаты летных измерений. Силы $T_{\text{НВ}}$ и $H_{\text{НВ}}$ были приложены в центре масс вертолета.

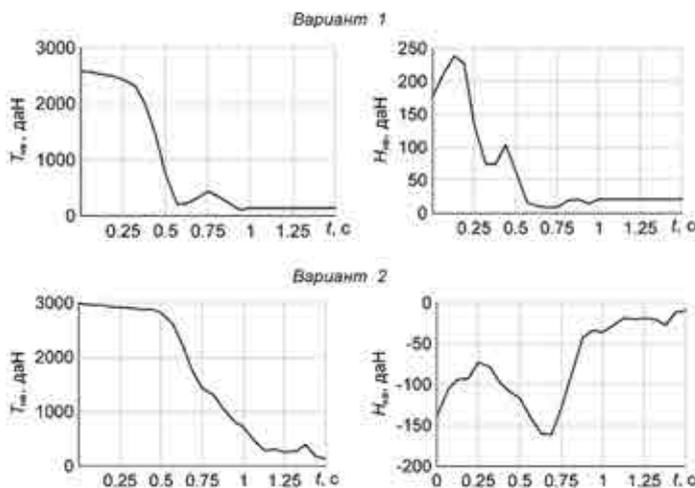


Рис. 2

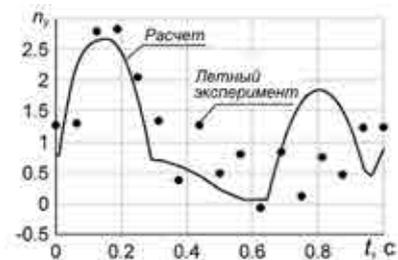


Рис. 3

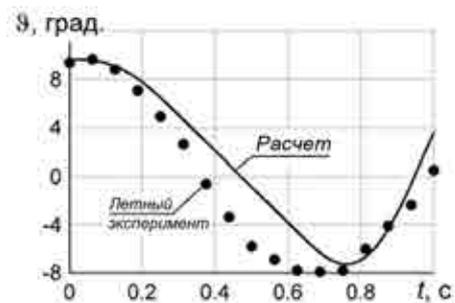


Рис. 4

Сравнение результатов расчета и летного эксперимента для перегрузки вблизи центра масс вертолета показано на рис. 3 (1-й вариант), для угла тангажа вертолета (также для 1-го варианта) – на рис. 4.

Проведенные исследования (см. рис. 3

и 4) подтверждают правильность разработанной методики вычисления сил, создаваемых несущим винтом вертолета, и пригодности ее для воспроизведения параметров движения вертолета в процессе выполнения авторотационной посадки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Миль М.Л. Вертолеты. Кн. 1: Аэродинамика. М.: Машиностроение, 1966. 456 с.

2. Загордан А.М. Элементарная теория вертолета. М.: Изд-во МО СССР, 1960. 384 с.

3. Неделько Д.В. Метод решения задач контакта посадочных устройств вертолета при его посадке на твердую поверхность и приводнении // Авиационная промышленность. 2012. № 2. С. 13–17.

4. Михайлов С.А., Коротков Л.В., Алимов С.А., Неделько Д.В. Моделирование посадки вертолета на ползковом шасси с учетом второго посадочного удара // Изв. вузов. Авиационная техника. 2010. № 3. С. 13–16.

1–3 октября 2013 года состоится

XX Международная научно-техническая конференция по проблеме “Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических материалов”

(г. Обнинск, Калужская обл.)

Основные тематические направления:

- Керамические материалы и конструкции
- Стекло и оптические покрытия
- Полимерные композиционные материалы и конструкции
- Ремонт конструкций из полимерных композиционных материалов
- Управление инновационными процессами

249031, г. Обнинск Калужской обл., Киевское шоссе, 15

ОАО «ОНПП «Технология»

Факс: (48439) 6-45-75 E-mail: info@technologiya.ru

Тел. (48439) 9-67-72 – Ершова Наталья Ивановна

Тел. (48439) 9-68-54 – Кузнецова Антонина Александровна

E-mail: patent@technologiya.ru

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ ОБЪЕМНОЦЕНТРИРОВАННОГО НЕРАВНОВЕСНОГО РАЗРЯДА ДЛЯ ПОДЖИГА И ИНТЕНСИФИКАЦИИ ГОРЕНИЯ ТОПЛИВ В ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПОТОКАХ

С.Л.Чернышев, докт. техн. наук; В.В.Скворцов, докт. техн. наук;

В.В.Иванов, канд. техн. наук (ФГУП «ЦАГИ»);

Г.А.Трощиненко, канд. техн. наук

(РНИЦ «Прикладная химия», г. Санкт-Петербург)

Предложена концепция создания продольного неравновесного разряда, канал которого не привязан к стенкам камеры, в которой течет высокоскоростной поток, и его применения для решения задач поджига и интенсификации горения в топливовоздушных потоках.

Ключевые слова: неравновесный разряд, высокоскоростной поток, поджиг топлива, интенсификация горения, время задержки воспламенения.

A CONCEPT FOR GENERATION AND APPLICATION OF BODY-CENTERED NON-EQUILIBRIUM DISCHARGE FOR INITIATION AND INTENSIFICATION OF FUEL COMBUSTION IN HIGH-SPEED FLOWS. *S.L.Chernyshov, Dr.Techn.Sc; V.V.Skvortsov, Dr.Techn.Sc; V.V.Ivanov, Cand.Techn.Sc; G.A.Troschinenko, Cand.Techn.Sc.*

The authors suggest a concept for generation of the longitudinal non-equilibrium discharge, the channel of which is not binding to walls of the chamber, where high-speed flow runs, and its application to solve the problem of initiation and intensification of combustion in aerofuel flows.

Keywords: non-equilibrium discharge, high-speed flow, fuel initiation, combustion intensification, ignition delay time.

Успех в создании гиперзвукового прямо- точного воздушно-реактивного двигателя напрямую зависит от решения проблемы эффективности рабочего процесса в камере сгорания двигателя при сверхзвуковых скоростях потока на входе в камеру, от вида используемого топлива и разных значений числа Маха. При переходе от водорода в качестве топлива к жидким углеводородным топливам, в первую очередь к керосину, возникают дополнительные трудности, связанные с различным временем, необходимым

для распыла и испарения топлива, а также с увеличением более чем на два порядка, если не принимать специальных мер, времени задержки воспламенения. При числе полета M , равном или меньшем пяти, статическая температура в камере сгорания оказывается ниже температуры воспламенения. Поэтому существует проблема минимальных значений числа M , начиная с которых может быть запущен гиперзвуковой летательный аппарат. Эти проблемы особенно проявляются при низких начальных

статических давлениях в камере сгорания.

Важным направлением исследований является разработка методов, обеспечивающих надежное воспламенение и стабилизацию горения углеводородных топлив в прямоточных сверхзвуковых камерах сгорания в условиях, когда обычные газодинамические методы не позволяют этого сделать (низкие статические температуры и давления).

Для решения этой задачи за рубежом и в нашей стране ведутся исследования по применению дуговых и неравновесных электрических разрядов.

Исследования, выполненные в США и Японии [1–3], показывают, что дуговые разряды, выдуваемые через стенку камеры сгорания, не обладают скоростным напором, достаточным для выноса зоны плазмохимических реакций в основную область потока [1]. Кроме того, для дуговых разрядов характерна термическая ионизация, то есть близость температур электронов и нейтральных молекул. А это сравнительно низкие температуры, при которых слабо задействованы механизмы интенсификации плазмохимических реакций из-за возбуждения высоко расположенных энергетических уровней молекул при столкновении электронов с интенсивно взаимодействующими молекулами.

Необходимые достаточно высокие значения средних энергий электронов реализуются в неравновесных разрядах, то есть в разрядах, температура электронов которых значительно выше температуры нейтральных молекул и ионов. Исследования по применению указанных разрядов проводились в России в 1997–2000 гг. [2–6]. Альтернативным направлением обеспечения надежного воспламенения и стабилизации горения в интересующих условиях предполагается использование наработок синглетного кислорода [7].

Наиболее высокие значения температур

электроны достигают в так называемых наносекундных разрядах, СВЧ разрядах и в высокочастотных (ВЧ) разрядах. Однако по технологическим причинам эти разряды трудно совместимы с камерами сгорания. Так, для создания наносекундных разрядов с требуемыми параметрами необходимы напряжения 40–50 кВ.

Для ввода СВЧ излучения в камеру сгорания, чтобы создать разряд, требуются полупрозрачные диэлектрические окна, температура разрушения которых значительно ниже температуры стенки камеры сгорания.

Чтобы получить ВЧ разряды, требуется излучение, у которого длина волны значительно больше, чем характерные размеры камеры сгорания, что создает трудности в создании таких разрядов в металлических камерах из-за известного скин-эффекта. Представляет интерес исследование возможности применения неравновесных электродных разрядов, то есть разрядов, которые создаются между электродами, вводимыми внутрь камер сгорания. Значительные наработки в методике создания таких разрядов для камеры сгорания, реализуемых первоначально около стенки, а затем с некоторой задержкой воспламенения постепенно сносимых в основную область потока, имеются в ОИВТ РАН [8, 9].

В ЦАГИ проводятся исследования возможности использования неравновесных разрядов для создания модулей пилотного пламени, в которых значительные по протяженности зоны плазмохимических реакций реализуются непосредственно в центральной области высокоскоростного потока при приемлемых затратах электрической мощности [10, 11]. Ключевыми требованиями являются необходимость обеспечения низкого аэродинамического сопротивления основному топливовоздушному потоку в камере сгорания и возможности ввода дополнительного топлива и ускорителей химических процессов (газофазных каталитиче-

ских добавок) непосредственно в зону разряда. Это необходимо для интенсификации энерговыделения в ней и его окрестности, а также сокращения времени задержки воспламенения основного потока. Идея использования для прямооточных камер сгорания каталитических добавок, нейтральных при низкой температуре потока, но распадающихся на активные стимулирующие горение компоненты при ее повышении только вследствие самоподдерживающихся химических реакций, принадлежит д-ру физ-мат. наук Г.К. Васильеву (ИПХФ РАН, г. Черноголовка). Применение электрических разрядов позволяет в некоторых случаях более чем на порядок уменьшить время нарастания концентрации активных компонентов по сравнению с чисто химическими вариантами. Модуль с указанными свойствами разработан. Создаваемый с его помощью разряд происходит в потоке воздуха при $M = 2$, статическом давлении $2,67 \cdot 10^4$ Па (200 Тор), статической температуре основного потока 160 К. Напряжения на разряде составляло 1,8 кВ, ток разряда 1 А. Латунный анод конструкции имеет ромбовидный профиль, форма которого в силу особенностей его обтекания набегающим потоком обуславливает расположение разряда в центре камеры и стягивание в зону разряда компонент, первоначально распределенных по длине анода. На катод из дюралюминия или меди замыкается анодная ветвь разряда. Внизу анода имеется выступ, благодаря которому обеспечивается зазор 3–3,5 мм между системой анод – катод и пластиной, моделирующей стенку камеры сгорания, для надежного пробоя разрядного промежутка. На поверхности вертикального участка анода вблизи линии излома ромбовидного профиля имелся ряд отверстий диаметром 0,4 мм, расположенных с шагом 2 мм, для ввода струек пропана или других вспомогательных компонентов в сверхзвуковой поток воздуха.

На рис. 1 показана конструкция анода мо-



Рис. 1. Конструкция анода модуля

дуля, предназначенного для использования в модельной камере сгорания, в котором реализована возможность одновременной подачи двух различных компонентов в зону плазмохимических реакций. Понимание необходимости использования такой необычной формы анода было получено в результате серии предварительных экспериментов и численных исследований. Опытным путем было установлено, что, если анод выполнен в форме вертикально расположенного прямого крыла, разряд локализуется между торцевой частью внизу анода и вертикальным выступом катода и практически не изменяет своего положения при увеличении тока до 1 А. Необходима комбинация прямого и наклонного участков анода, причем угол при вершине между ними направлен навстречу потоку. При этом в следе за анодом возникли газодинамические условия, при которых возможно устойчивое расположение разрядного канала в интересующей области потока.

Были проведены экспериментальные исследования различных конструкций анода (рис. 2). Для этого он изготовлялся из листового дюралюминия толщиной 2 мм и крепился через изолятор к верхней стенке ра-

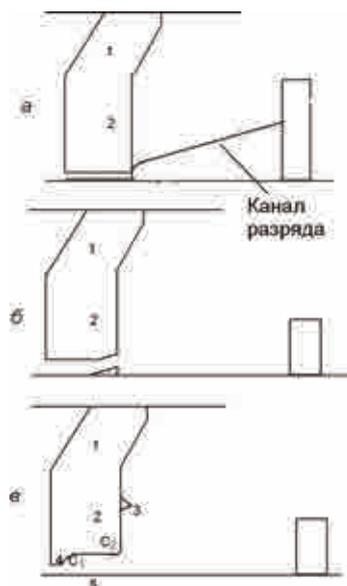


Рис. 2. Конструкции анода с плоским нижним торцом (а), со скошенным нижним торцом (б) и конструкция, обеспечивающая перемещение разряда на середину прямоугольного участка (в): 1 – наклонный участок; 2 – прямой участок; 3 – зубец; 4 – профилированный выступ; 5 – пластина

бочей части аэродинамической трубы. Наибольшее число экспериментов было проведено с конструкцией анода, показанного на рис. 2,б. При этом варьировался угол среза нижнего края анода на его тыльной стороне. Чтобы обеспечить пробой, на пластине размещались небольшие ребра различной геометрии. Варьировалась также высота задней стойки катода. Во всех вариантах прианодная область разряда сохраняла привязку к нижнему торцу анода (рис. 3).

Выполненные исследования показали, что для обеспечения скольжения прианодного конца разряда по поверхности анода и



Рис. 3. Привязка разряда к торцу анода: 1 – анод; 2 – катод; 3 – пластина; 4 – разряд

затем его привязки к определенной точке анода конструкция нижней части анода должна быть выполнена, например, как показано на рис. 2,в. На нижнем срезе анода, который состоит из двух расположенных под углом друг к другу пластин 1, 2 с низким аэродинамическим сопротивлением, имеется выступ 4, передняя часть выступа является прямоугольной по отношению к набегающему потоку, а задняя C_1 имеет скошенную к середине электрода и скругленную форму для обеспечения надежного пробоя на стенку камеры сгорания 5 и скольжения разряда по нижней кромке электрода под действием сверхзвукового потока. Тыльная часть электрода 2 имеет в области ее сопряжения с нижним срезом скругление C_2 для обеспечения скольжения канала разряда от места пробоя до зубца 3, на который или вблизи которого происходит окончательная привязка разряда при увеличении разрядного тока до задаваемого значения. Все боковые края анода должны быть максимально тщательно зашлифованы.

Проведено математическое моделирование газодинамической структуры течения, возникающей при обтекании модифицированного модуля сверхзвуковым потоком воздуха при $M_\infty = 2$, статическом давлении $p_\infty = 3,5 \cdot 10^4$ Па, статической температуре $T_\infty = 163$ К. Задача решена путем численного интегрирования уравнений Навье–Стокса, усредненных по Рейнольдсу, с использованием $k-\omega$ SST-модели турбулентности [12] и программного пакета ANSYS CFX. За анодом в плоскости симметрии течения ($z = 0$) возникают локальные минимумы плотности и статического давления, отстоящие от нижнего торца анода на расстоянии 12 – 14 мм. Численное моделирование проводилось в отсутствие электрического разряда. Были учтены все особенности геометрии модифицированного модуля и его расположение относительно стенок в составе предполагаемой к использованию в экс-

периментах камеры сгорания. Плоскость симметрии системы анод–катод совпадает с плоскостью симметрии канала. Поэтому при численном моделировании рассматривалась половина зоны течения. Сеточная модель содержала $43 \cdot 10^6$ узлов и имела сгущение в окрестности твердых поверхностей и скачков уплотнения. Максимальное значение параметра Y^+ , характеризующего отношение величины пристеночной ячейки к толщине ламинарного подслоя, не превышало 2. Интенсивность турбулентности на входе в расчетную область принималась равной 1% от скорости набегающего потока.

Общая структура течения в канале и положение наиболее интенсивных скачков уплотнения представлены на рис. 4, где приведены два сечения поля чисел Маха как в плоскости симметрии (рис. 4,а), так и в горизонтальном сечении канала (рис. 4,б).

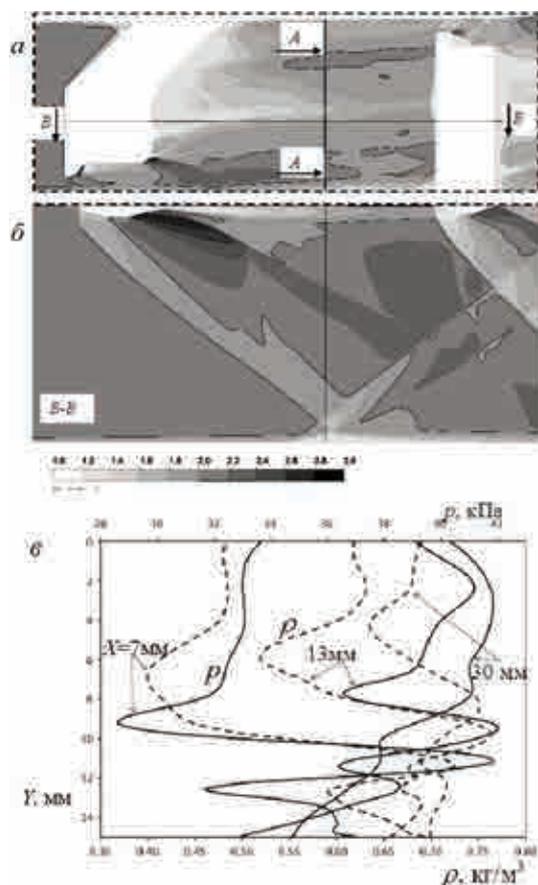


Рис. 4. Результаты численных исследований поля числа М за анодом (а, б); распределения плотности и статического давления (в)

Светлая зона – область заторможенного течения в следе за анодом (рис. 4,а), которая также является зоной пониженной плотности и повышенной температуры. Именно эту вытянутую область пониженной плотности выбирает разрядный канал, поскольку в ней реализуются более высокие значения отношения напряженности электрического поля к концентрации нейтральных частиц и создаются более благоприятные условия для развития процессов ионизации. На рис. 4,в показано более детальное распределение плотности ρ и статического давления p по координате y в плоскости симметрии течения на различных расстояниях от анода (y отсчитывается от точки излома передней кромки анода (см. рис. 1), x – от его задней кромки). В модуле распределение давления и плотности в ближней зоне за анодом характеризуется наличием областей с минимумами их вблизи середины вертикального участка анода, которые могут быть благоприятными для локализации канала разряда, так как здесь минимальна концентрация нейтральных молекул газа N . Это влечет увеличение здесь так называемого приведенного поля E/N (E – напряженность электрического поля). Как следствие, в данной области увеличиваются скорость ионизации и проводимость газа. В силу особенностей распределения статического давления в указанную область стягиваются струйки топлива, подаваемого из отверстий в аноде. Результаты визуализации возникающего течения за анодом с помощью потока мелкодисперсных капель керосина в отсутствие разряда при числе М набегающего потока, равного двум, показаны на рис. 5. Таким образом, становятся понятны физические причины, обуславливающие устойчивое расположение электрического разряда и сгорание в его канале подаваемого топлива.

На рис. 6 представлено распределение температуры газа в следе за разрядом на расстоянии 16 мм от задней кромки верти-



Рис. 5. Визуализация течения с помощью мелкодисперсных капель керосина

кального участка катода в области, где разряд уже отсутствовал, при инъекции пропана с поверхности анода. Расход пропана был равен 1 г/с. Данные возможного влияния гетерогенных эффектов на поверхности термомпары использовались для качественной оценки эффективности протекания плазмохимических реакций в разрядном канале разработанного модуля. Установлено, что максимальные значения температуры торможения находятся на уровне 1400–1800 К.

На рис. 7 показано распределение температуры электронов по сечению канала разряда на расстоянии 20 мм от кромки катода вверх по потоку при отсутствии подачи пропана. Эксперименты выполнены при $M = 2$

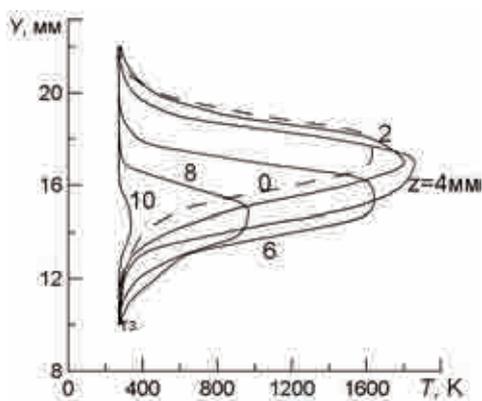


Рис. 6. Распределение температуры торможения в следе за разрядом (z – координата поперек потока в правинтовой системе координат x, y, z , в которой ось x направлена вдоль потока)

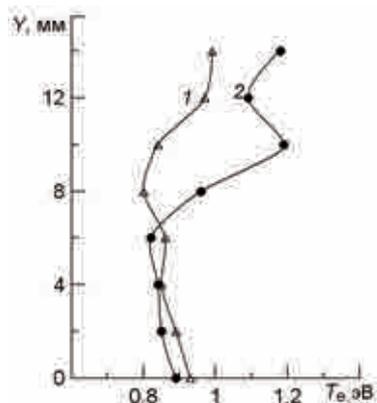


Рис. 7. Распределение температуры электронов по диаметру разрядного канала при давлении $2,67 \cdot 10^4$ Па (1) и $4 \cdot 10^4$ Па (2)

и статических давлениях в набегающем потоке $2,67 \cdot 10^4$ и $4 \cdot 10^4$ Па, токе разряда 1 А, напряжении на разряде 2,9 и 2,65 кВ соответственно. Координата y отсчитывается от верхней кромки катода. Для определения температуры электронов использовался метод сравнения относительной интенсивности излучения в линиях атомарного кислорода [10]. Эти результаты показывают, что температура электронов находится на уровне 0,8–1 эВ (9300–11600 К) и значительно превышает температуру газа в потоке.

ЛИТЕРАТУРА

1. Gallimore S.D., Jacobson L.S., O'Brien W.F., Schetz J.A. Operational sensitivities of an scramjet ignition/fuel – injection system // J. of Propulsion and Power. 2003. V. 19. № 2. P. 183–189.
2. Klimov A., Bityurin V., Brovkin V., Kuznetsov A., Sukovatkin N., Vystavkin N. Plasma assisted combustion // Proceedings of the 3 th Workshop on Magneto-Plasma Aerodynamics in Aerospace Applications. M.: IVTAN. 2001. P. 33–37.
3. Chernikov V., Ershov A., Shibkov V., Timofeev B., Timofeev I., Vinogradov V., Van Wie D.M. Gas discharges in supersonic flows of air-propane mixtures // AIAA Paper 2001–2948. 6 p.
4. Esakov I., Grachev L., Khodataev K. Investigation of under-critical microwave streamer discharge for jet engine fuel ignition // AIAA Paper 2001–2939. 9 p.
5. Aleksandrov N., Anikin N., Bazelyan E., Zatsenpin D., Starikovskaia S., Starikovskii A. Chemical reactions and ignitions in hydrocarbon-air mixtures by high-voltage nanosecond gas discharge // AIAA Paper. 2001–2949. 10 p.

6. Leonov S., Bityurin V., Savelkin K., Yarantsev D. Plasma-induced ignition and plasma assisted combustion of fuel in high speed flow // Proceedings of 5 th Workshop "PA and MHD in Aerospace Applications". М.: IVTAN. 2003. P. 56.

7. Неравновесные физико-химические процессы в газовых потоках и новые принципы организации горения / Под ред. Старика А.М. М.: Торус Пресс, 2011. 864 с.

8. Leonov S. B., Yarantsev D. A., Napartovich A. P., Kochetov I. V. Plasma-Assisted Combustion of Gaseous Fuel in Supersonic Duct // Plasma Science. 2006. V. 34. Issue 6. P. 2514–2525.

9. Leonov S.B., Yarantsev D.A., Carter C. Experiments on Electrically Controlled Flameholding on a Plane Wall in Supersonic Airflow // Journal of Propulsion and Power. 2009. V. 25. № 2. P. 289–298.

10. Иванов В.В., Скворцов В. В., Ефимов Б. Г., Пындик А.М., Киреев А.Ю., Крашенинников В.Н., Шиленков С.В. Спектроскопические исследования продольного разряда в сверхзвуковом потоке воздуха при инъекции пропана в зону разряда // ТВТ. 2008. Т. 46. № 1. С. 7–14.

11. Ефимов Б.Г., Иванов В.В., Скворцов В.В., Стародубцев М.А. Стабилизация горения пропана в сверхзвуковом потоке воздуха с помощью неравновесного продольного разряда и соосной с ним локальной зоны пониженного давления // Изв. РАН. МЖГ. 2010. № 4. С. 143–152.

12. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA J. 1994. V. 32. № 8. P. 1598–1605.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ РАСШИРЕНИЯ ДИАПАЗОНА РЕГУЛИРОВАНИЯ ПРОПУСКНОЙ СПОСОБНОСТЬЮ КАНАЛОВ СЛОЖНОЙ КОНФИГУРАЦИИ ТЕПЛОАПРЯЖЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

*В.Г.Попов, докт. техн. наук; А.В.Викулин, канд. техн. наук;
В.А.Чеснова; М.С.Маркелов ("МАТИ – Российский государственный
технологический университет имени К.Э. Циолковского ")*

Определены возможности расширения пропускной способности каналов систем охлаждения лопаток газовых турбин путем изменения геометрии турбулизаторов потока воздуха.

Ключевые слова: турбина, лопатка, щелевой канал, интенсификация теплообмена, штырьковое оребрение.

ANALYSIS OF THE POSSIBILITY TO EXPAND THE CONTROL RANGE OF COMPLEX-SHAPED CHANNEL CAPACITY OF HEAT-STRESSES STRUCTURES. *V.G.Popov, Dr.Techn.Sc;
A.V.Vikulin, Cand.Techn.Sc; V.A.Chesnova; M.S.Markelov.*

The possibilities to expand the channel capacity of the cooling system for the gas turbine blades by changing geometry of the air flow turbulators have been determined.

Keywords: turbine, blade, slot channel, intensification of heat exchange, pin fins.

В целях интенсификации теплообмена в зоне выходных кромок охлаждаемых лопаток газовых турбин чаще всего применяют штырьковое оребрение, системы компланарных каналов (вихревые матрицы) и в

ряде случаев системы прерывистых ребер различной геометрической конфигурации. Малый размер щели в зоне выходной кромки (0,5–0,7 мм) практически исключает возможности использования многих

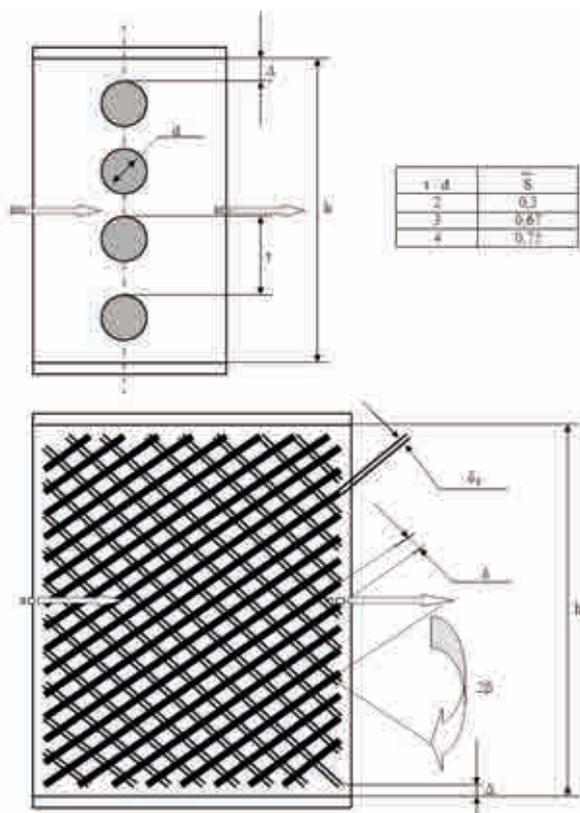


Рис. 1. Схемы щелевого канала со штырьковым оребрением и вихревой матрицей

известных способов интенсификации теплообмена.

При использовании штырькового оребрения обеспечение площади проходного сечения осуществляется за счет изменения шага штырьков (рис. 1). При заданном размере выходной щели и при одном и том же значении отношения шага штырьков к их диаметру коэффициент внутреннего оребрения стенок лопатки может быть несколько увеличен при уменьшении диаметра штырьков. Однако вследствие ограничений технологического характера используемое на практике минимальное значение относительного шага штырьков $t/d \approx 2,0$, а абсолютное значение минимального диаметра штырьков $d \approx 1$ мм.

В этих условиях минимальное значение отношения \bar{S} – площади проходного сечения ряда штырьков к площади сечения незагроможденного канала – составляет $\sim 0,5$, что

во многих случаях является слишком большим значением для заданного значения расхода охлаждающего воздуха.

Экспериментальные исследования показывают, что в охлаждаемых лопатках с системой компланарных каналов (вихревыми матрицами) максимальное значение коэффициента теплоотдачи при одном и том же значении числа Re достигается при угле скрещивания ребер $2\beta \approx 90^\circ$. При этом значении угла и при расстоянии между ребрами δ , равном толщине ребра δ_r , параметр \bar{S} составляет $\approx 0,35$ (без учета радиусов закругления у основания ребер). Дальнейшее увеличение угла 2β приводит к некоторому снижению коэффициента интенсификации теплообмена.

Системы параллельных ребер, представляющих собой перемычки, соединяющие противоположные стенки лопатки в зоне выходной кромки, достаточно широко используются в охлаждаемых лопатках. При установке таких ребер под углом к направлению потока (рис. 2), кроме шага и толщи-

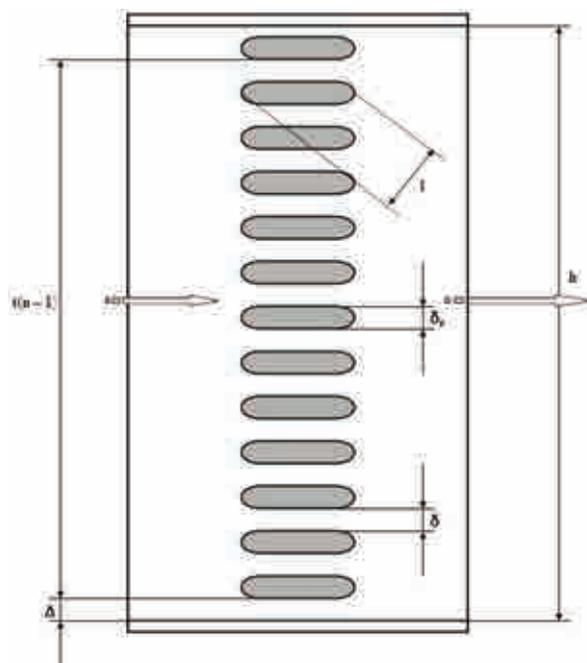


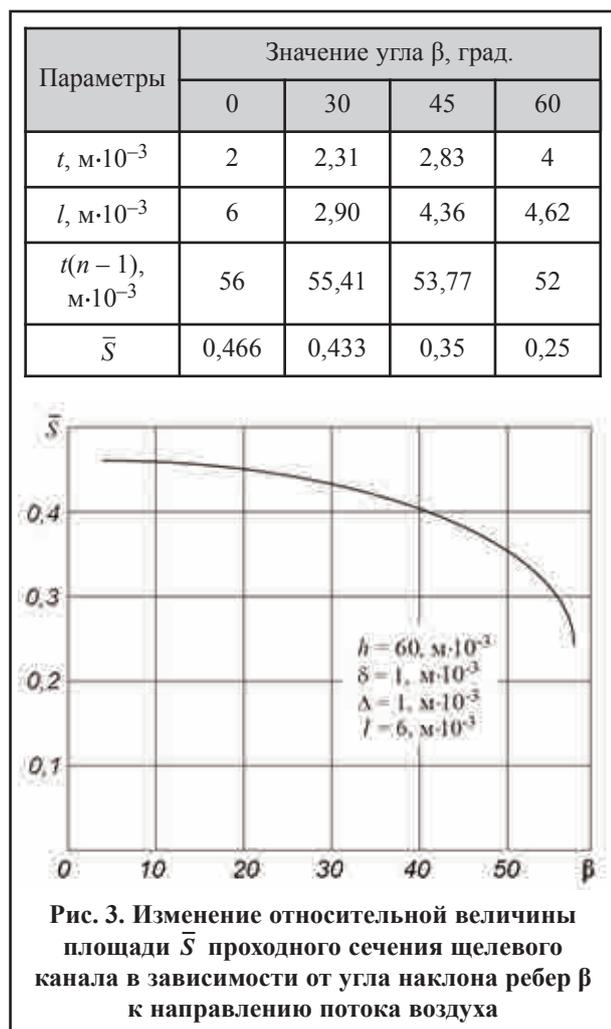
Рис. 2. Схема щелевого канала с системой ребер, установленных под углом к направлению потока воздуха ($\beta = 0^\circ$)

ны ребер, появляется дополнительный параметр (угол β), позволяющий управлять геометрическими характеристиками щелевого канала.

Заметное увеличение зазоров Δ между ребрами и торцевыми стенками, по сравнению с расстоянием δ между ребрами, нецелесообразно, так как меняет распределение расхода воздуха по высоте h щелевого канала. В связи с этим обеспечить заданный размер $t(n-1)$, где n – число ребер и t – шаг ребер, и условие $\Delta \approx \delta$ можно за счет подбора длины l крайнего ребра с одной стороны щелевого канала:

$$l = \frac{h - [t(n-1) + 2\Delta]}{\sin \beta}$$

Отношение площади проходного сечения щелевого канала в зоне ребер к площади



гладкого (незагроможденного) канала

$$\bar{S} = \frac{\delta(n-1) + 2\Delta}{h}$$

Шаг $t = (\delta + \delta_p) / \cos \beta$ и связанное с ним число n является функцией угла β .

В качестве примера на рис. 3 показано изменение параметра \bar{S} в зависимости от угла β для щелевого канала, имеющего размеры: $h = 60$ мм; $\delta = 1$ мм; $\Delta = 1$ мм. Изменение угла в диапазоне от 0 до 60° позволяет уменьшить площадь проходного сечения канала почти в два раза при одних и тех же значениях δ и Δ . При $\beta = 0^\circ$ величина зазора Δ обеспечена за счет толщины крайнего ребра ($\delta_p = 2 \cdot 10^{-3}$ м вместо $\delta_p = 1 \cdot 10^{-3}$ м).

Необходимо подчеркнуть, что от угла β зависит не только площадь проходного сечения, но и коэффициент гидравлического сопротивления щелевого канала. Кроме того, в многорядной системе прерывистых ребер можно изменять направление наклона ребер в соседнем ряду в противоположную сторону, что дает дополнительные возможности для управления гидравлическими характеристиками.

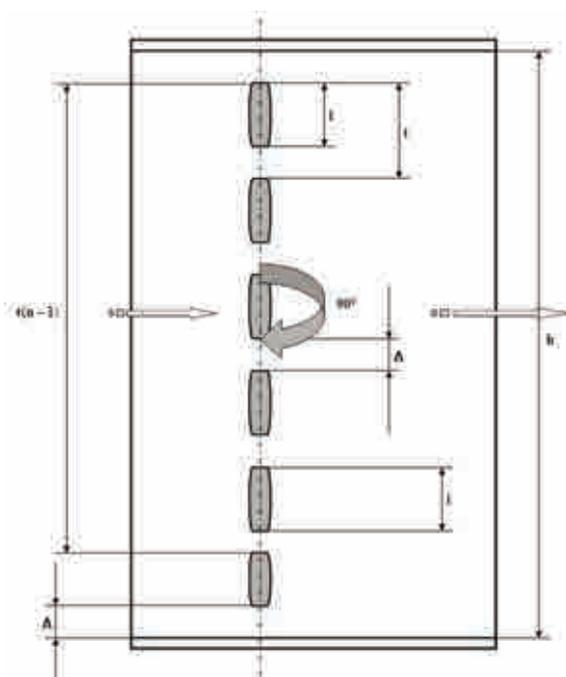


Рис. 4. Схема щелевого канала с системой ребер, установленных перпендикулярно потоку воздуха

Параметры оробренного канала	Длина ребра, м·10 ⁻³				
	1	2	4	6	8
$t, \text{ м} \cdot 10^{-3}$	2	3	5	7	9
$l, \text{ м} \cdot 10^{-3}$	2	1	3	2	4
n	29	20	12	9	7
$t(n-1), \text{ м} \cdot 10^{-3}$	56	57	55	56	54
\bar{S}	0,5	0,35	0,217	0,166	0,133

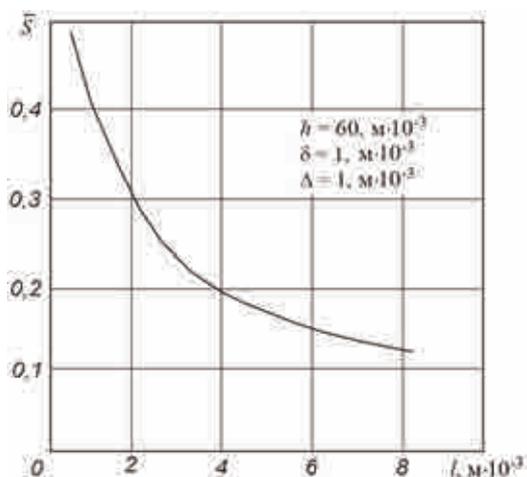


Рис. 5. Изменение относительной величины площади \bar{S} проходного сечения щелевого канала в зависимости от длины ребра

Для ребер, расположенных под углом 90° к направлению потока (рис. 4), при обеспечении заданного зазора Δ между торцевыми стенками щелевого канала и крайними ребрами длина ребра l определяется выражением

$$l = \frac{h - [t(n-1) + 2\Delta]}{\sin \beta}.$$

Отношение площади проходного сечения оребренного канала к площади незагроможденного канала имеет вид

$$\bar{S} = \frac{\delta(n-1) + 2\Delta}{h}.$$

На рис. 5 показано изменение параметра \bar{S} в зависимости от длины ребра l для

щелевого канала высотой $h = 60$ мм. Величины b , δ и Δ приняты равными 1 мм. Система поперечных ребер позволяет значительно расширить диапазон регулирования площади проходного сечения по сравнению со штырьковой системой и с вихревыми матрицами. В связи с этим данная многорядная система каналов может оказаться целесообразной, например, при малых физических расходах воздуха в конструкциях малоразмерных охлаждаемых лопаток газовых турбин.

Итак, теоретический анализ показывает, что значительно расширить диапазон регулирования пропускной способностью каналов сложной конфигурации позволяет изменение относительной площади проходного сечения канала, определяемой геометрическими параметрами установленных турбулизаторов потока воздуха: числом ребер турбулизатора, расстоянием между ребрами, толщиной ребра, шагом ребер, длиной ребра, зазором между ребром и торцевой стенкой, углом наклона ребра к направлению потока воздуха.

ЛИТЕРАТУРА

1. Викулин А.В., Попов В.Г. Тепловое проектирование охлаждаемых лопаток высокотемпературных газовых турбин. М.: «МАТИ» – РГТУ им. К.Э. Циолковского, 2003. 124 с.
2. Попов В.Г. Методология тепловых испытаний и доводки охлаждаемых деталей газотурбинных двигателей. Автореф. дис. ... докт. техн. наук. М.: МАТИ, 1997. 36 с.
3. Копелев С.З., Галкин М.Н., Харин А.А. и др. Тепловые и гидравлические характеристики охлаждаемых лопаток газовых турбин. М.: Машиностроение, 1993. 176 с.
4. Викулин А.В., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. Тепловые испытания и доводка охлаждаемых лопаток газовых турбин. Кострома: ООО «КПД», 2012. 568 с.
5. Иванов В.Л., Леонтьев А.И., Манушин Э.А. и др. Теплообменные аппараты и системы охлаждения газотурбинных и комбинированных установок. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 592 с.

МИКРОВОЛНОВЫЕ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ РАДИАЛЬНЫХ ЗАЗОРОВ ГТД

*А.А.Иноземцев, докт. техн. наук; М.А.Снитко;
В.К.Сычев (ОАО “Авиадвигатель”); М.Г.Бакулин, канд. техн. наук;
А.В.Масловский, канд. техн. наук; И.С.Табачук, канд. воен. наук
(ООО “Радарные технологии – 2Т”)*

Представлены результаты измерения радиальных зазоров над торцами первой рабочей лопатки турбины высокого давления газотурбинного двигателя ПС-90А2 при проведении стендовых испытаний.

Ключевые слова: микроволновая система измерения, рабочие (роторные) лопатки, радиальный зазор, торец рабочей лопатки.

MICROWAVE SYSTEMS FOR MEASURING TIP CLEARANCE IN GAS TURBINE ENGINES.

*A.A.Inozemtsev, Dr.Techn.Sc; M.A.Snitko; V.K.Sychev; M.G.Bakulin, Cand.Techn.Sc;
A.V.Maslovsky, Cand.Techn.Sc; I.S.Tabachuk, Cand.Mil.Sc.*

Results of measuring tip clearance above the tips of the first rotor blade of the high-pressure turbine in PC-90A2 gas turbine engine during block tests are presented.

Keywords: microwave measuring system, rotor blades, tip clearance, rotor blade tip.

Основу конструкции микроволновой системы измерения радиальных зазоров (МСИРЗ) составляет микроволновый модуль, который генерирует радиоволны и регистрирует параметры отраженного сигнала. При обеспечении комфортных условий для электроники (температура менее 200 °С) расположение микроволнового модуля ничем не ограничивается. Антенная система при этом должна монтироваться в специальном отверстии в корпусе турбины. Антенна и линия передачи сигналов могут быть волноводного или коаксиального типов. Основным преимуществом коаксиальных линий связи является возможность передачи сигналов длиной волны более $1,57(D+d)$, где D и d – диаметры внешнего и внутреннего проводников соответственно, а также относительная простота прокладки коаксиального кабеля по трассе сложной формы. Недостаток их – сложность качественной

изоляции центрального проводника, находящегося под воздействием высоких температур и отвода тепла от центрального проводника, относительно высокое затухание сигнала на высоких частотах, изменение диэлектрической проницаемости при высоких температурах. Преимуществами волноводных линий связи (полых трубок прямоугольного или круглого сечения) являются простота их охлаждения, относительно низкое затухание сигнала на высоких частотах, его стабильность и одномодовость при передаче, а также возможность использования в качестве антенны открытого конца волновода. Однако эти линии имеют сложный изгиб волноводов и по ним невозможно распространять сигналы длиной волны более $3,2R$, где R – диаметр круглого волновода. В эксплуатации линия передачи, которая в общем случае может содержать различные изгибы и вспомогательные элементы, подвергается воздействию температур и вибраций, что приводит к изменению ее длины и формы. Так, например, при нагревании вол-

* Измерения проводились на полномасштабном двигателе.

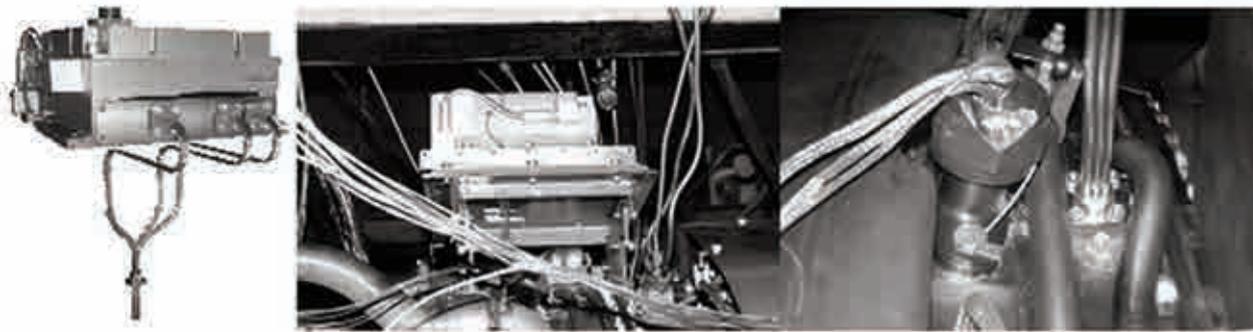


Рис. 1. Микроволновый модуль и его размещение на газогенераторе

новода из молибденового, титанового или медного сплава длиной 500 мм на 300 °С абсолютное изменение его длины составляет соответственно 0,9; 1,35 и 2,7 мм.

Поскольку МСИРЗ обеспечивает относительные измерения, необходимо перед началом эксплуатации производить ее калибровку. При калибровке полученное на конкретном рабочем колесе конкретного двигателя значение фазового сдвига сравнивается с действительной величиной радиальных зазоров (РЗ), измеренных, например, механическим способом в месте установки антенны. Для осуществления калибровки МСИРЗ должна быть обеспечена возможность проведения измерений в статических условиях.

С учетом перечисленных требований была спроектирована МСИРЗ для измерения РЗ над торцами рабочих лопаток в ГТД. В системе имеются измерительный канал и опорный канал, конструктивно идентичный измерительному. Микроволновый модуль работает на фиксированной частоте 34,4 ГГц, имеет выходную мощность 20 мВт, уровень фазовых шумов при отстройке на 1000 Гц не более 50 дБ, нестабильность частоты не более $2 \cdot 10^{-6}$. Потребляемая мощность блока не более 30 Вт, масса – 2,5 кг, объем – 3 дм³. В измерительной системе используются волноводные линии связи и антенна, представленная открытым концом волновода. Микроволновый модуль устанавливается в контейнере на расстоянии 250 мм от поверхности корпуса ТВД и охлаждается стендовым воздухом. Антен-

ная система монтируется вместо пирометра в специальном лючке. Для герметизации антенной системы используются радиопрозрачные керамические заглушки давления. Внешний вид МСИРЗ, размещение ее и антенной системы на газогенераторе приведены на рис. 1.

При проведении измерений РЗ использовалась МСИРЗ, обеспечивающая измерение над торцами рабочих лопаток (РЛ) 1-й ступени ТВД газогенератора авиационного ГТД ПС-90А2 в реальном масштабе времени. Измерительная система полностью автономна и не связана с двигательной или стендовой измерительной аппаратурой. Помимо РЗ, определялась частота вращения ротора, которая использовалась при обработке и сопоставлении результатов МСИРЗ и стендовых систем.

Исследовали изменение зазоров при разных режимах работы двигателя для каждой 1-й РЛ ТВД и определяли среднее для всех

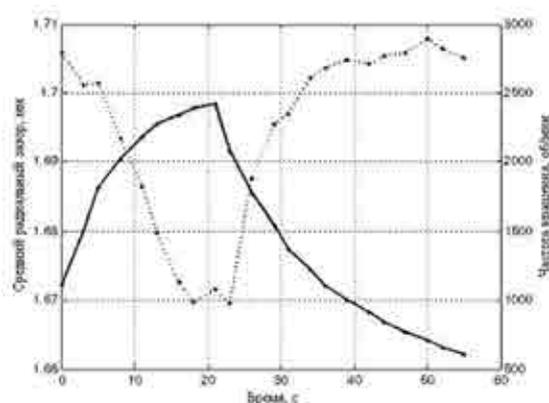


Рис. 2. Изменение РЗ (пунктир) и оборотов (сплошная линия) ротора ВД

исследуемых лопаток значение зазора. Измерения выполнены при стендовых испытаниях газогенератора авиационного ГТД ПС-90А2. На рис. 2 показана зависимость среднего значения зазора и оборотов ротора в момент пуска двигателя и набора оборотов до режима «малого газа». На графике хорошо видны этапы влияния прогрева различных элементов двигателя (лопаток, корпуса, ротора) на величину среднего зазора.

На рис. 3 представлены РЗ над торцом каждой 1-й РЛ ТВД (три лопатки укорочены на 0,4 мм), полученные непосредственно при запуске газогенератора, в процессе прогрева двигателя и при его работе на номинальном режиме.

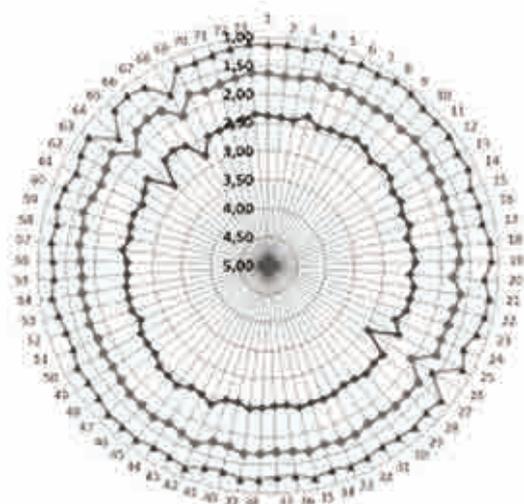


Рис. 3. Профиль зазора 1-й РЛ ТВД при запуске генератора

Возможность МСИРЗ проводить измерения в реальном времени позволяет контролировать и управлять величиной радиальных зазоров. Установлена зависимость от времени величины РЗ над торцом каждой из рабочих лопаток и частоты вращения при выключении обдува корпуса (рис. 4).

Другой пример возможностей МСИРЗ иллюстрирует рис. 5, на котором приведен профиль зазора 1-й РЛ ТВД в некоторые моменты времени при снятии дроссельной характеристики.

Анализ показывает, что форма рабочего колеса отличается от окружности и может

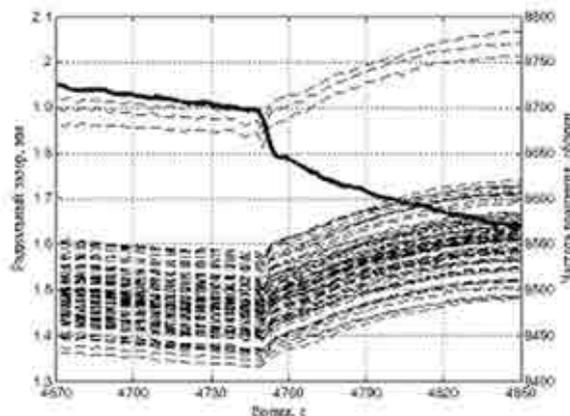


Рис. 4. Зависимости РЗ над торцом каждой лопатки и частоты вращения от времени при выключении обдува корпуса ТВД

быть аппроксимирована эллипсом, разность длин большой и малой осей которого 0,15 мм. Кроме того, при небольших изменениях частоты вращения ротора РЗ части роторных лопаток (область А) практически не изменяется, в то время как РЗ другой части роторных лопаток (область В) изменяется на 0,09 мм. Это может объясняться особенностями работы системы охлаждения лопаток турбины.

Итак, микроволновая система измерения радиальных зазоров обеспечивает измерение в реальном масштабе времени радиальных зазоров над торцом каждой рабочей лопатки во всем диапазоне частот враще-

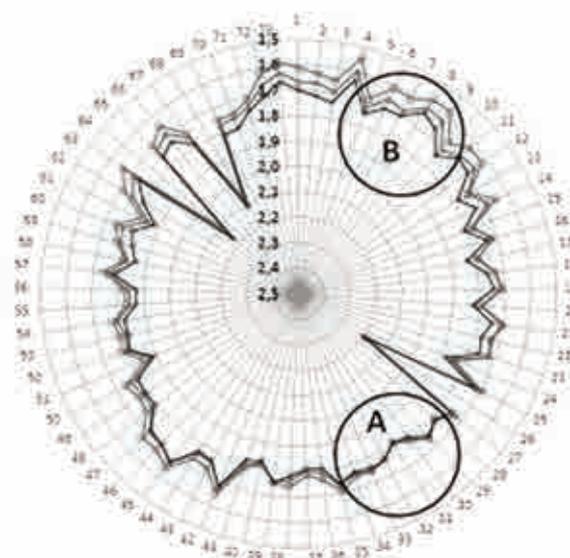


Рис. 5. Профиль зазора 1-й РЛ ТВД в различные моменты времени

ния роторов при воздействии высоких температур, давлений и вибраций. Высокая точность, устойчивость к повышенным температурам, давлениям и вибрациям дают возможность использования МСИРЗ в качестве измерителя и в качестве штатной подсистемы САУРЗ авиационного двигателя. МСИРЗ предоставляет информацию об изменении РЗ над торцами РЛ ТВД при любых режимах эксплуатации. Эксплуатация МСИРЗ в системе двигателя или подсистеме САУРЗ может обеспечить не только дополнительные диагностические параметры состояния проточной части, но и своевре-

менную корректировку РЗ для повышения КПД авиационного двигателя непосредственно в эксплуатации.

Созданная МСИРЗ имеет и ряд недостатков: высокая стоимость, относительно большие габаритные размеры, измерение зазора в одной точке, малая устойчивость электроники к внешним воздействующим факторам, сложность коммуникаций и длительного процесса настройки. Однако построенная на сегодня МСИРЗ уже сейчас может быть использована для измерения радиальных зазоров в компрессорах и турбинах при проведении стендовых испытаний и доводке ГТД.

В период с 1 по 3 октября 2013 г. в г. Санкт-Петербург
состоится

**II Международная конференция и выставка «Алюминий-21/Транспорт»,
организуемая компанией АЛЮСИЛ-МВиТ**

Основные направления:

- Потребление алюминия в мировом транспортном секторе.
- Алюминий в наземном, воздушном и морском транспорте.
- Снижение веса транспорта.
- Деформируемые и литейные сплавы.
- Плоский прокат и прессованные полуфабрикаты транспортного назначения.
- Литье заготовок и изделий.
- Полиметаллические и гибридные материалы.
- Соединение конструкций в транспортном машиностроении.
- Гармонизация требований качества сварных изделий.
- Коррозия и защита.
- Транспортные инфраструктуры.
- Стандарт качества IRIS.
- Оценка показателей по жизненному циклу.

Тел.: +7 (495) 785 20 05

E-mail: conference@alusil.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ФОРМОВКИ ПОЛУТОРОВ ИЗ ЛИСТОВЫХ ЗАГОТОВОК

*А.С.Чумадин, докт. техн. наук; В.И.Ершов, докт. техн. наук;
Е.С.Шемонаева (‘‘МАТИ – Российский государственный
технологический университет имени К.Э. Циолковского’’)*

Приведены результаты теоретических и экспериментальных работ по исследованию процесса формовки полуторов в деталях из листовых заготовок.

Ключевые слова: листовая штамповка, формовка, полуторы.

INVESTIGATION IN FORMING HALF-TORUS OF SHEET BILLETS. *A.S.Chumadin, Dr.Techn.Sc;
V.I.Ershov, Dr.Techn.Sc; E.S.Shemonaeva.*

Results of theoretical and experimental investigation on the process of forming half-torus in parts made of sheet billets are presented.

Keywords: sheet-metal stamping, forming, half-torus.

Полуторовые тонкостенные детали используются в качестве элементов конструкции днищ баков, крутоизогнутых патрубков и других элементов гидрогазовых систем летательных аппаратов.

Известны различные способы их изготовления, начиная от штамповки в свинцово-цинковых штампах на падающих молотах и заканчивая процессами обтяжки, токарно-давильной обработки и ротационной вытяжки [1, 2]. Для малогабаритных деталей оптимальным является процесс их формовки по жесткой матрице давлением газа, жидкости или эластичной среды [3]. Однако некоторые вопросы, связанные с распределением толщины стенки по образующей получаемой торообразной части детали, предельными возможностями деформирования, промежуточной формой детали до соприкосновения с матрицей, до настоящего времени изучены недостаточно.

Авторами проведены теоретические и экспериментальные исследования процесса формовки полутора на деталях из различных марок материалов и в различных условиях штамповки: в холодном состоянии и с нагревом материала.

Схема процесса формовки полутора в виде кольцевого рифта с минимальным радиусом R_0 приведена на рис. 1. Деформирование листовой заготовки осуществлялось давлением q , создаваемым жидкостью, газом или эластичной средой в рабочую полость матрицы с радиусом r_0 . В зависимости от условий прижима фланца листовой заготовки процесс формовки может происходить с некоторыми элементами вытяжки, которая определяется величиной утяжки Δ фланца заготовки в полость матрицы.

Расчет процесса формовки реализован численно с использованием дифференциального уравнения распределения толщины

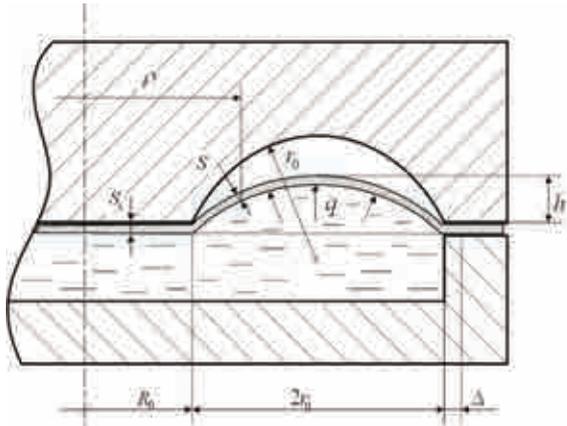


Рис. 1. Схема процесса формовки полутора из листовой заготовки

стенки получаемой детали, которое без учета сил контактного трения имеет вид [5]

$$\frac{dS}{d\rho} = \frac{-\frac{4\rho\sigma_s}{3D} A n \varepsilon_i^{n-2} L - \sigma_m + \sigma_\theta - \frac{F\rho\sigma_m}{D} (2\sigma_\theta - \sigma_m)}{\sigma_m \frac{\rho}{S} - \frac{C}{D} \rho \sigma_m (2\sigma_\theta - \sigma_m) + \frac{4\rho\sigma_s}{3D} A n \varepsilon_i^{n-2} \left(\frac{2\varepsilon_n + \varepsilon_\theta}{S} \right)}, \quad (1)$$

где $C = \frac{3\varepsilon_\theta}{S(-2\varepsilon_n - \varepsilon_\theta)^2}$; $D = 2\sigma_m - \sigma_\theta + B(2\sigma_\theta - \sigma_m)$;

$$F = \frac{\left(\frac{3}{\rho} \varepsilon_n - \frac{3}{\rho_c} \varepsilon_n \frac{d\rho_c}{d\rho} + \frac{3}{S_c} \varepsilon_\theta \frac{dS_c}{d\rho} \right)}{(-2\varepsilon_n - \varepsilon_\theta)^2};$$

$$\sigma_m = \pm \sqrt{\frac{\sigma_s^2}{B^2 + 1 - B}}; \quad \sigma_\theta = \pm \sqrt{\frac{\sigma_s^2 B^2}{B^2 + 1 - B}};$$

$$B = \frac{\sigma_\theta}{\sigma_m} = \frac{\varepsilon_\theta - \varepsilon_n}{-2\varepsilon_n - \varepsilon_\theta}; \quad L = (2\varepsilon_\theta + \varepsilon_n) \left(\frac{1}{\rho} - \frac{1}{\rho_c} \frac{d\rho_c}{d\rho} \right) - \frac{1}{S_c} \frac{dS_c}{d\rho} (2\varepsilon_n + \varepsilon_\theta).$$

В уравнении (1) приняты следующие обозначения: S, ρ – соответственно текущие значения толщины стенки и радиуса элемента-детали; ρ_c, S_c – то же для элемента-заготовки; σ_m, σ_θ – меридиональные и окружные напряжения; $\varepsilon_n, \varepsilon_\theta$ – деформации, соответственно по толщине стенки и в окружном направлении; A, n – константы материала в аппроксимирующей зависимости $\sigma_s = A\varepsilon^n$, где σ_s – напряжение текучести

материала, ε_i – интенсивность деформации.

Выражение (1) дает возможность рассчитывать монотонные процессы с деформационным упрочнением материала, что соответствует «холодной» штамповке.

Для учета одновременно как деформационного, так и скоростного упрочнений (например, при сверхпластическом деформировании) напряжение текучести можно записать в виде $\sigma_s = K\varepsilon_i^n \dot{\varepsilon}_i^m$, где $\dot{\varepsilon}_i$ – интенсивность скорости деформации, m – показатель скоростного упрочнения. В этом случае уравнение (1) преобразуется к виду

$$\frac{dS}{d\rho} = \frac{-\frac{4\rho\sigma_s}{3D} \frac{K}{\Delta\tau^m} n \varepsilon_i^{n+m-2} L - \sigma_m + \sigma_\theta - \frac{F\rho\sigma_m}{D} (2\sigma_\theta - \sigma_m)}{\sigma_m \frac{\rho}{S} - \frac{C}{D} \rho \sigma_m (2\sigma_\theta - \sigma_m) + \frac{4\rho\sigma_s}{3D} \frac{K}{\Delta\tau^m} n \varepsilon_i^{n+m-2} \left(\frac{2\varepsilon_n + \varepsilon_\theta}{S} \right)}, \quad (2)$$

где $\Delta\tau$ – время формоизменения заготовки на расчетном этапе, с.

Таким образом, приведенные уравнения (1) и (2) дают возможность рассчитывать процессы осесимметричного деформирования различных материалов как в «холодном» состоянии, так и с нагревом, в том числе и в режиме скоростного упрочнения.

Согласно работе [5] выражения (1) и (2) являются одновременно и моделями предельного деформирования по критерию образования трещины, когда $\frac{dS}{d\rho} \rightarrow \infty$.

Решение уравнений (1) и (2) были реализованы численным интегрированием методами Эйлера и Адамса применительно к деформированию листовых заготовок со стенкой исходной толщины $S_0 = 0,4 - 1,0$ мм, с параметрами «холодного» упрочнения материала $n_0 = 0,2 - 0,4$ и в режиме штамповки с нагревом в условиях скоростного упрочнения, где $n + m = 0,4 - 0,6$. Геометрические параметры рабочей поверхности жесткой

матрицы варьировались в диапазоне: $R_0 = 20 - 2000$ мм, $r_0 = 27,5$ мм. Форма промежуточной детали принималась в допущении, что она образована вращением дуги окружности.

Для расчета уточненной формы промежуточной торообразной детали до момента ее полного соприкосновения с матрицей решение уравнения (1) или (2) осуществлялось совместно с уравнением Лапласа

$$\frac{q}{S} = \frac{\sigma_m}{R_m} + \frac{\sigma_\theta}{R_\theta}, \quad (3)$$

где q – давление деформирующей среды; R_m, R_θ – соответственно меридиональный и окружной радиусы элемента детали.

Связь меридионального и окружного радиусов осуществлялась с использованием уравнений Кодацци [6]:

$$R_m = \frac{d\rho}{/\Delta\alpha / \sin \alpha}; \quad R_\theta = \frac{\rho}{\cos \alpha}, \quad (4)$$

где α – угол между касательной к элементу детали и ее осью симметрии.

Расчеты (3) и (4) осуществлялись итерациями до обеспечения требуемого подбора значений величин R_m, R_θ , обеспечивающих постоянство деформирующей нагрузки q вдоль образующей от одного расчетного элемента детали к другому элементу. Рас-

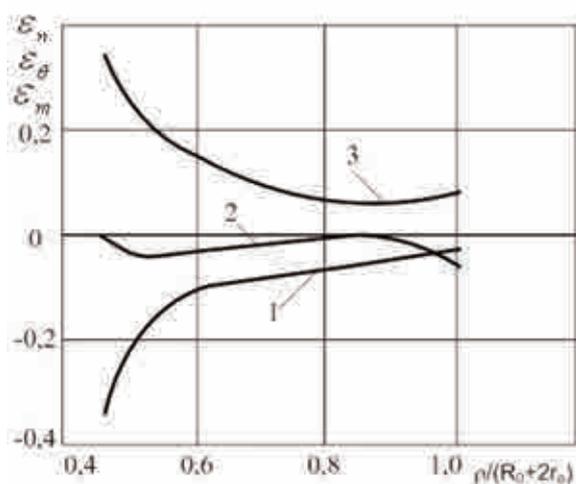


Рис. 2. Распределение деформаций по относительному радиусу гофра ($n = 0,4$; $h/r_0 = 0,61$; $\Delta/r_0 = 10\%$):
1 – ϵ_n ; 2 – ϵ_θ ; 3 – ϵ_m

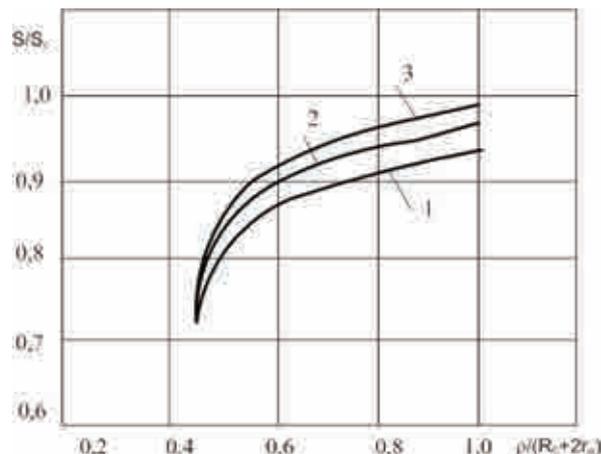


Рис. 3. Типовые распределения толщины стенки по текущему радиусу торообразной детали ($n = 0,4$): 1 – $h/r_0 = 0,47$; $\Delta/2r_0 = 0\%$; 2 – $h/r_0 = 0,61$; $\Delta/2r_0 = 10\%$; 3 – $h/r_0 = 0,76$; $\Delta/2r_0 = 20\%$

четы показали (рис. 2–5), что получить полутор ($h = r_0$) за один переход можно только с использованием высокопластичных материалов ($n + m = 0,5 - 0,6$) и со значительной утяжкой Δ фланца в полость матрицы.

Низкие предельные возможности формовки полутора связаны с неблагоприятным напряженно-деформированным состоянием заготовки в полости матрицы (рис. 2), где развивается плоское деформированное состояние ($\epsilon_\theta \approx 0$), при этом наибольшее утонение стенки заготовки возникает на внутреннем радиусе гофра R_0 , а получаемая деталь может иметь значительную разнотолщинность (рис. 3).

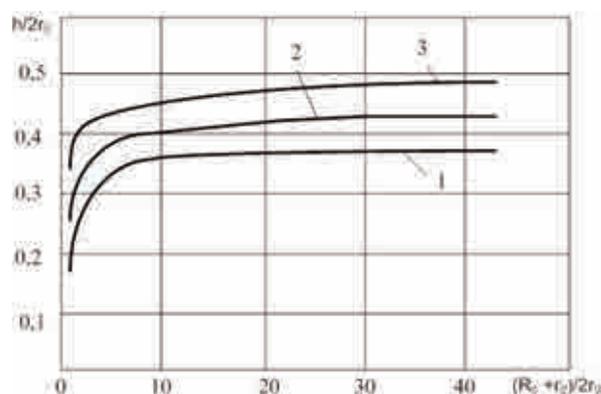


Рис. 4. Предельная высота получаемого гофра в зависимости от его положения относительно оси симметрии и утяжки фланца ($n + m = 0,4$): 1 – $\Delta/2r_0 = 0\%$; 2 – $\Delta/2r_0 = 10\%$; 3 – $\Delta/2r_0 = 20\%$

На рис. 4 приведены кривые предельной высоты получаемого гофра в зависимости от его геометрических параметров. Расчетами установлено, что чем дальше гофр расположен от оси симметрии матрицы, тем меньше его разнотолщинность и больше предельная высота, которая ограничивается максимально возможным утонением стенки заготовки, величина которого определяется зависимостью $|\epsilon_n| = |\ln(S/S_c)| < n + m$.

Что касается формы промежуточной торообразной детали до момента ее полного соприкосновения с матрицей, то, как показали расчеты, она отличается от «простой» формы, образованной дугой окружности, и зависит от закона распределения напряжения текучести материала по образующей,

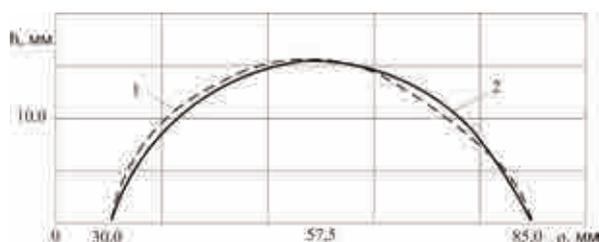


Рис. 5. Форма получаемой детали при свободной формовке (1) и в жесткой матрице, образованной вращением дуги окружности (2) ($n + m = 0,6$; $\Delta/2r_0 = 0\%$; $R_0 = 30$ мм; $2r_0 = 55$ мм)

высоты детали и величины утяжки фланца в полость матрицы. Для сверхпластического деформирования без утяжки фланца заготовки характер изменения формы детали приведен на рис. 5.

Экспериментальные исследования процесса формовки полуторов были проведены в «холодном» состоянии на меди М1 (лист толщиной 0,47 мм) и стали 12Х18Н10Т

(лист толщиной 0,47 мм) и в горячем состоянии в режиме сверхпластичности на алюминиевом сплаве АМг6 (лист толщиной 0,77 мм). В первом случае деформирование осуществлялось резиной по жесткой матрице размерами $R_0 = 45$ мм; $2r_0 = 55$ мм, во втором – воздухом по матрице размерами $R_0 = 30$ мм; $2r_0 = 55$ мм.

Проведенные авторами эксперименты в целом подтвердили теоретические расчеты. Погрешность в расчетах деформаций не превышала 10–15%, в расчетах силовых параметров – 20%.

Проведенные теоретические и экспериментальные исследования процесса формовки полуторов для деталей из листовых заготовок позволили определить технологические возможности исследуемого процесса и параметры получаемых деталей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Горбунов М.Н. Технология заготовительных работ в производстве самолетов. Учебник для вузов. 2-е изд. перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1981. 224 с.
2. Трошиков А.И., Малафеев В.А. Заготовительные работы в самолетостроении. М.: Машиностроение, 1976. 440 с.
3. Исаченков Е.И. Штамповка резиной и жидкостью. М.: Машиностроение, 1967. 367 с.
4. Пашкевич А.Г., Орехов А.В., Кондратьев М.В. Пневмотермическая формовка ячеистых конструкций // Авиационная промышленность. 1981. № 1. С. 46–47.
5. Чумадин А.С. Теория и расчеты процессов листовой штамповки (для инженеров). М.: «Экспосервис «ВИП»», 2012. 196 с.
6. Филин А.П. Элементы теории оболочек. Л.: Стройиздат, 1975. 256 с.

О НОВОМ ПОДХОДЕ К ФОРМООБРАЗОВАНИЮ ТОНКОСТЕННЫХ ТРОЙНИКОВ

В.Д.Маслов, канд. техн. наук; Ю.О.Петров; А.Ю.Севериненко (Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П. Королева)

Описаны новая схема штамповой оснастки для формообразования тонкостенных тройников и методика проектирования технологического процесса штамповки деталей с минимальной разнотолщиной.

Ключевые слова: холодная штамповка, тонкостенные тройники, ANSYS-LS/DYNA.

ON A NEW APPROACH TO FORMING THIN-WALLED T-TUBES. *V.D.Maslov, Cand.Tech.Sc; Yu.O.Petrov; A.Yu.Severinenko.*

A new scheme of die tooling for forming thin-walled T-tubes and a new process design technique for forming parts with minimal polythickness are described.

Keywords: cold forming, thin-walled T-tubes, ANSYS-LS/DYNA.

Изготовление высокоресурсных и надежных трубопроводов, работающих в условиях высоких пульсирующих нагрузок, – важная проблема в самолетостроении.

В систему трубопроводов входят тонкостенные тройники для разделения потока рабочей среды, со стенкой толщиной 0,8 мм и выше и диаметрами 40 – 100 мм, изготавливаемые из титановых, алюминиевых сплавов и коррозионно-стойких сталей. При изготовлении таких деталей из цельнотянутых либо прямошовных сварных трубных заготовок циклическая долговечность трубопровода приближается к ресурсу основного изделия [1].

Наиболее рациональным процессом формообразования тонкостенных тройников из трубной заготовки является одновременное сочетание формовки отвода внутренним давлением на боковой поверхности трубы с осевым сжатием трубной заготовки [2]. Для успешного протекания процесса формообразования тройника необходимо рациональное соотношение величины осевого сжатия заготовки и внутреннего давления, с помощью которого осуществляется формовка отвода.

Повысить эффективность технологического процесса формообразования тонкостенных тройников позволяет использование в качестве деформирующего оборудования универсальных гидравлических листоштамповочных прессов, что позволяет отказаться от специализированного оборудования, имеющего ограниченное применение. Формовку отвода на боковой поверхности заготовки целесообразно осуществлять с помощью давления внутреннего эластичного наполнителя (полиуретан СКУ-7Л). При этом отказ от гидроформовки упрощает герметизацию наполнителя и повышает предельные технологические параметры формообразования.

Для формообразования тонкостенных тройников предложена новая схема штамповой оснастки [3], которая приведена на рис. 1.

Предлагаемая штамповая оснастка для формообразования тройников обеспечивает встречное движение пуансонов 2 осевого сжатия трубы навстречу друг другу с одинаковыми величинами перемещения. Для этого штамп оснащен двумя клиньями 8, расположенными на верхней плите. В процессе

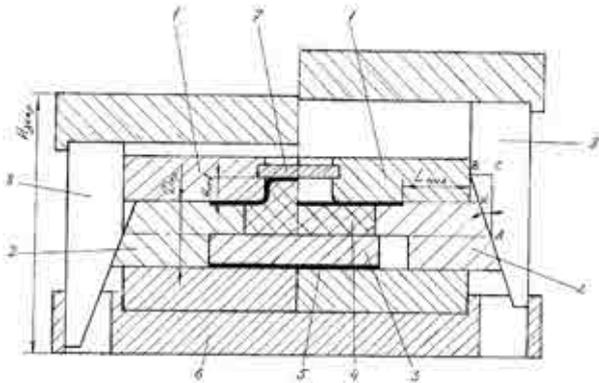


Рис. 1. Устройство для формообразования тройника:

- 1 – полуматрицы; 2 – пуансоны осевого сжатия;
 3 – жесткая вставка; 4 – эластичный элемент;
 5 – деформируемая заготовка; 6 – основание;
 7 – упор; 8 – клинья

рабочего хода штампа клинья перемещают осевые пуансоны 2 вдоль оси заготовки, сжимая эластичный элемент 4 и создавая внутреннее давление в деформируемой заготовке. На цилиндрической поверхности пуансонов 2 имеется проточка, в которую упирается кромка исходной трубной заготовки 5. При перемещении осевых пуансонов 2 происходит осевое сжатие трубной заготовки.

Таким образом, при формообразовании тройника в штампе предлагаемой конструкции происходят два противоположно направленных процесса – растяжение металла в полюсе формируемого отвода и осевое сжатие (подача) металла в результате осевой осадки трубы. Первый процесс сопровождается растяжением и утонением материала на формируемом отводе тройника, второй обеспечивает сжатие и утолщение деформируемой трубной заготовки. Наиболее рациональным соотношением технологических параметров процесса можно считать такие, которые бы обеспечили минимальное отклонение толщины готовой штампованной детали от толщины исходной заготовки из трубы по всей ее образующей.

Если деформируемую заготовку разбить на достаточно мелкие элементы по ее обра-

зующей, то в качестве количественной меры разнотолщинности, возникающей в процессе формообразования тройника, можно использовать интегрированный показатель

$$S_{\Sigma s} = \sum \frac{(S_k - S_0)^2}{S_0^2},$$

где S_k и S_0 – конечная и начальная толщина рассматриваемого элемента на образующей деформируемой заготовки соответственно. Чем меньше величина этого интегрального показателя, тем более рационально заданы технологические параметры процесса формообразования, тем меньше разнотолщинность и металлоемкость штампованной детали.

Определение изменения толщины заготовки в процессе формообразования детали – довольно сложная задача. Очаг деформации имеет нестационарный характер. Изменяются его границы и граничные условия. Напряженно-деформированное состояние изменяется как во времени, так и при переходе от точки к точке. Существующие до настоящего времени методики анализа процессов формообразования тройников направлены (в основном) на определение энергосиловых параметров процесса [1], что не позволяет установить особенности деформирования заготовки и разработать методику проектирования процесса.

Определить напряженно-деформированное состояние заготовки в процессе изготовления тройника в любой точке заготовки и в любой момент деформирования можно с помощью конечно-элементного моделирования процесса формообразования. Для этой цели в выполняемых исследованиях использован конечно-элементный программный продукт ANSYS-LS/DYNA [4].

Для моделирования деформируемой заготовки был выбран элемент SHELL 163 – оболочечный элемент с четырьмя узлами, имеющий возможность изгиба и пружинения. Элемент имеет 12 степеней свободы в

каждом узле. Модель деформируемого металла – упрочняемый трансверсально анизотропный. Деформационное упрочнение материала в процессе формообразования описывается кривой упрочнения, полученной при испытании образца на одноосное растяжение. Геометрия оснастки построена в CAD-системе «КОМПАС-3D V8» с последующим импортированием в конечно-элементный программный продукт ANSYS/LS-DYNA.

Результаты моделирования процесса иллюстрируются на рис. 2. Чтобы сократить время расчета, моделирование процесса формообразования тройника осуществлялось на половине заготовки, симметрично разрезанной по оси симметрии тройника. С помощью цвета показано изменение толщины в различных элементах заготовки в процессе формообразования детали тройника

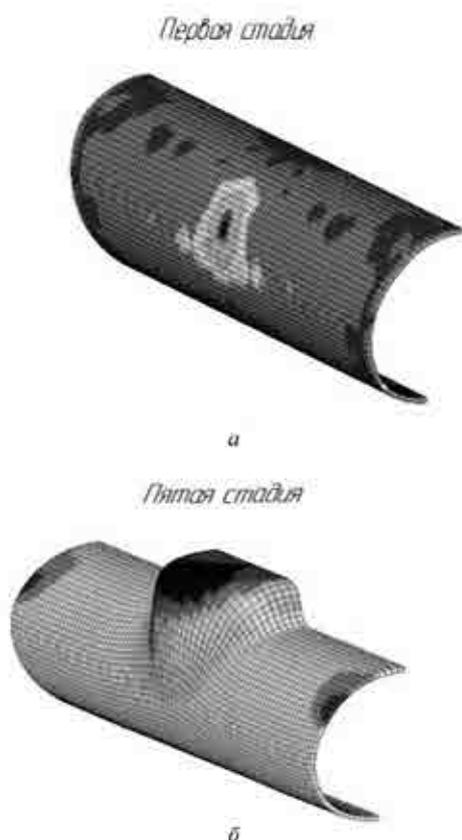


Рис. 2. Стадии моделирования процесса формообразования тройника:
а – исходное состояние заготовки;
б – завершающая стадия формообразования

ка из коррозионно-стойкой стали X18H10T диаметром 50 мм со стенкой толщиной 1,5 мм.

Одна из задач исследования – определить, какие участки заготовки наиболее весомо влияют на изменение общей разнотолщинности и металлоемкости детали в целом. Для этого на рассматриваемой детали выбраны три наиболее характерных сечения, которые показаны на рис. 3. Сечение I–I – вертикальное, проходит через верхнюю образующую заготовки, включая формируемый отросток и его полюс. Сечение II–II – горизонтальное, проходит через срединную образующую трубной заготовки; сечение III–III охватывает образующую заготовки, расположенную на противоположной от формируемого отростка стенке. На этих участках выбраны 12 равномерно расположенных по образующей заготовки элементов.

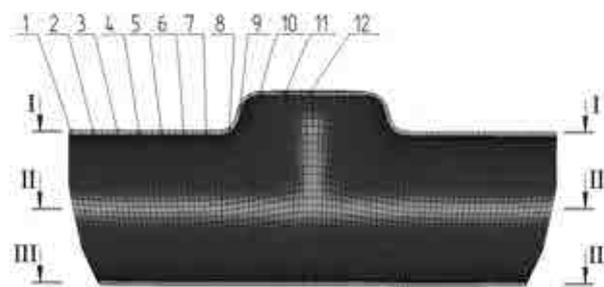


Рис. 3. Сечения, выбранные на моделируемой заготовке, и расположение элементов на ее образующей

Анализ результатов моделирования показал, что если в качестве исходной заготовки использовать трубную заготовку со скошенными торцами [2], то наибольший вклад в образование разнотолщинности готового тройника вносят изменение толщины элементов, расположенных в сечении I–I деформируемой заготовки. Сечения II–II и III–III практически не деформируются по толщине и мало влияют на суммарную разнотолщинность готовой детали.

После процесса формообразования тройника в каждом из рассматриваемых сечений определялся интегрированный показатель

Значение показателя разнотолщинности деформируемой заготовки в сечении I-I

Номера элементов	S_K , мм	S_0 , мм	$S_{\Sigma_s} = \sum \frac{(S_x - S_0)^2}{S_0^2}$
1	1,59592	1,5	0,0041
2	1,58783	1,5	0,0034
3	1,58224	1,5	0,0030
4	1,56905	1,5	0,0021
5	1,54644	1,5	0,0010
6	1,51345	1,5	0,0008
7	1,50668	1,5	0,0002
8	1,50507	1,5	0,0002
9	1,44818	1,5	0,0012
10	1,39278	1,5	0,0051
11	1,34674	1,5	0,01044
12	1,28886	1,5	0,01982
Сумма по образующей			0,05136

разнотолщинности S_{Σ_s} . Пример этого определения в сечении I-I приведен в таблице.

В результате анализа величины показателей разнотолщинности установлено, что в сечении I-I коэффициент разнотолщинности имеет максимальную величину из всех рассматриваемых сечений ($S_{\Sigma_s} = 0,05136$). Если эту величину принять за 100 %, то в сечениях II и III эти показатели будут соответственно равны 9 и 1,6 %. Наибольший вклад в образование разнотолщинности готового тройника вносят элементы, расположенные в сечении I деформируемой заготовки. Именно воздействие на это сечение и позволяет регулировать разнотолщинность и изготавливать деталь с минимальной величиной металлоемкости. Регулирование изменением толщины заготовки в двух оставшихся сечениях нецелесообразно.

Деформация элементов сечения I-I показала, что длина образующей при задании рациональных технологических параметров в этом сечении с точностью до 10 % остается



Рис. 4. Партия деталей после операции формовки отвода

неизменной. Исходя из этого результата и задается величина осевого сжатия заготовки при формовке отростка, а также величина внутреннего давления для формовки отвода.



Рис. 5. Готовый тройник после отбортовки отверстия в дне отвода

Использование результатов моделирования процесса формообразования тройника позволило разработать методику проектирования технологического процесса штамповки и изготовить деталь с минимальной разнотолщинностью. Процесс формообразования тройника включает две формоизменяющих операции: формовка отростка на боковой поверхности трубы (рис. 4) и после изготовления в дне отростка отверстия либо отрезки дна отбортовка с одновременной калибровкой тройника (рис. 5).

ЛИТЕРАТУРА

1. Давыдов О.Ю., Егоров В.Г., Невструев Ю.А. Штамповка неравнопроходных тройников из трубных заготовок в разъемных матрицах // Заготовительные производства в машиностроении. 2005. № 6. С. 40–44.

2. Формообразование нормализованных элементов трубопроводных систем на универсальных гидрорессах. Технологические рекомендации. Харьков-

ский филиал НИАТ. Харьков, 1985 г. С. 83.

3. Пат. № 67487. Устройство для формообразования тройников / И.П. Попов, В.Д. Маслов, В.В. Антропов, Ш.Н. Галимзянов, Р.С. Титов. Опубл. 27.10.2007. Бюл. № 30.

4. Попов И.П., Маслов В.Д., Севериненко А.Ю. Применение САД/САЕ-систем в исследовании процессов формообразования тонкостенных тройников // САПР и графика. 2012. № 1. С. 86–88.

АЛГОРИТМИЗАЦИЯ ЦИФРОВОЙ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ В СИСТЕМЕ БЕСКОНТАКТНОЙ ОЦЕНКИ ШЕРОХОВАТОСТИ

А.В.Коваленко, канд. техн. наук; О.М.Орешкин

(ОАО «Национальный институт авиационных технологий»);

В.С.Белолопотков (МГТУ имени Н.Э. Баумана)

Приведены основные шаги алгоритма цифровой обработки данных и результаты работы алгоритма по оценке шероховатости поверхности.

Ключевые слова: бесконтактное измерение шероховатости, цифровая обработка изображения.

AN ALGORITHMIC DIGITAL DATA PROCESSING IN A NON-CONTACT SURFACE ROUGHNESS EVALUATION. *A.V.Kovalenko, Cand.Tech.Sc; O.M.Oreshkin; V.S.Belolapotkov.*

Main stages of the digital data processing algorithm and results of algorithm operation in surface roughness evaluation are presented.

Keywords: non-contact measurement of surface roughness, digital image processing.

При поверхностной обработке деталей контроль качества обработки является необходимой технологической операцией. Традиционно параметры структуры поверхности (шероховатость в соответствии с ГОСТ 2789–73) оцениваются контактным профилометрическим способом. Однако низкое быстродействие данного способа и нежелательное изменение структуры поверхности при финишной обработке требуют альтернативных бесконтактных способов измерения шероховатости [1, 2].

Проведенный ранее анализ современных способов оценки шероховатости (СОШ) в производственном цикле [3] показал, что скаттерометрический СОШ перспективен для быстрой бесконтактной оценки шероховатости. В основе данного СОШ лежит

принцип параметрической зависимости дисперсии рассеянного исследуемой поверхностью коллимированного луча света от шероховатости данной поверхности [3].

Система, основанная на скаттерометрическом СОШ, должна обеспечивать высокоскоростную бесконтактную оценку параметра шероховатости поверхности Ra , являющегося выходной переменной объекта управления – технологического процесса.

Для проведения такой оценки специалистами ОАО НИАТ создан измерительный стенд (рис. 1). На подложке 1 располагается исследуемый образец 2 – плоская металлическая пластина. Над пластиной закрепляется лазерный излучатель 3 так, чтобы оптическая ось лазерного луча была расположена под углом $\theta_1 = 15^\circ$ к нормали поверхнос-

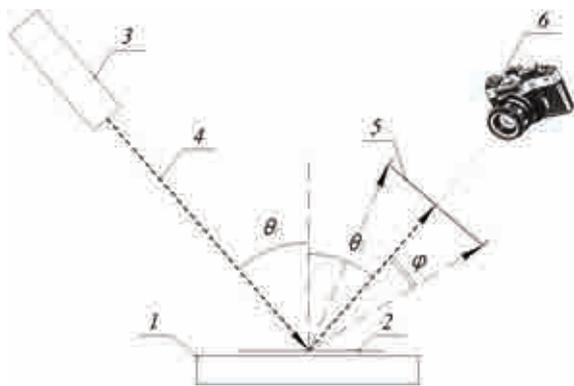


Рис. 1. Схема измерительного стенда

ти и расстояние от излучателя до поверхности по оптической оси составляло 400 мм. Характеристики излучателя: лазерный диод непрерывного излучения, длина волны равна 635 нм, мощность излучения 42 мВт. Луч 4, испускаемый лазером, отражаясь от пластины под углом $\theta_2 = \theta_1 = 15^\circ$ к нормали поверхности и частично рассеиваясь на ней, попадает на экран 5 диаметром 120 мм. Расстояние от поверхности детали до экрана составляет 150 мм. Угол φ , определяющий угол, на котором регистрируется рассеянное лазерное излучение, должен быть достаточно для регистрации зеркальной и диффузной компоненты. Для данного экспериментального стенда угол $\varphi = 16^\circ$. Полученное на экране изображение регистрируется цифровым фотоаппаратом 6, располагающимся на расстоянии 250 мм от экрана.

При разработке программного обеспечения для работы стенда необходимо было реализовать алгоритм вычисления параметров светорассеяния по получаемому изображению и определить точность оценки шероховатости при использовании данного алгоритма.

В алгоритме расчета параметров светорассеяния можно выделить 3 этапа:

- 1) обработка изображения;
- 2) выделение линии светорассеяния;
- 3) вычисление параметров светорассеяния.

На этапе обработки осуществляется фильтрация шума камеры и понижение раз-

решения исходного изображения. Фильтрация необходима для уменьшения собственного шума цифровой камеры. Для этого изображение обрабатывается простым усредняющим фильтром с маской 5×5 пикселей.

Исходное изображение, получаемое цифровой камерой, имеет разрешение 3888×2592 точек. Поскольку для обеспечения точности вычисления параметров светорассеяния не требуется высокой детализации изображения, выполняется операция понижения разрешения методом билинейной интерполяции для ускорения дальнейшей обработки изображения.

Поскольку при извлечении параметров светорассеяния имеет значение интенсивность, а не цветовая составляющая, то все изображения получены в монохромном режиме съемки.

На следующем этапе работы алгоритма происходит поиск линии светорассеяния, для чего, в первую очередь, выполняется поиск центральной точки (пикселя) рассеянного излучения. Ее координаты вычисляются как среднее арифметическое значение координат пикселей, интенсивность которых превышает пороговое значение, равное половине от максимального значения:

$$X_c = \frac{\sum x_i}{N}, Y_c = \frac{\sum y_i}{N}, \text{ если } I_i > 0,5I_{\max}, \quad (1)$$

где x_i, y_i – координаты i -го пикселя, интенсивность которого превышает пороговое значение; X_c, Y_c – координаты найденной центральной точки; I_i – интенсивность i -го пикселя; I_{\max} – максимальное значение интенсивности для изображения; N – общее число пикселей, удовлетворяющих условию $I_i > 0,5I_{\max}$.

С физической точки зрения использование таких выражений не совсем корректно, поскольку необходимо учитывать значение интенсивности каждого пикселя. Однако в ходе работы экспериментально установлено, что для исследуемых изображений положение центральной точки, вычисляемой

с использованием выражения

$$X_c = \frac{\sum x_i I_i}{\sum I_i}, Y_c = \frac{\sum y_i I_i}{\sum I_i}, \text{ если } I_i > 0,5I_{\max}, \quad (2)$$

отличаются не более чем на 1–2 пикселя от положения центральной точки, найденной с помощью уравнения (1). Поэтому для уменьшения объема вычислений используем упрощенные выражения.

Линия светорассеяния проходит через центральную точку, но не всегда направление рассеяния совпадает с горизонтальной осью изображения. Этим объясняется необходимость поиска линии, который осуществляется из найденной центральной точки в горизонтальном направлении. При поиске вправо на каждом шагу рассматриваются значения интенсивности трех соседних пик-

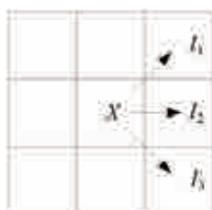


Рис. 2. Поиск линии максимального рассеяния

селей справа (рис. 2). К линии светорассеяния добавляется соседний пиксель, интенсивность которого наибольшая из трех значений. Пример найденной линии максимального рассеянного изображения представлен на рис. 3.

На третьем этапе производится расчет параметров светорассеяния. Основным параметр регистрируемого сигнала, связанный с шероховатостью соответствующего образ-



Рис. 3. Линия максимального рассеяния

ца поверхности, – дисперсия интенсивности светорассеяния. Авторы работ [4, 5] считают, что имеется выраженная корреляция между распределением интенсивности рассеянного света и параметром шероховатости Ra . Поэтому для оценки шероховатости поверхности должны быть введены величины, характеризующие распределение интенсивности рассеяния. Поскольку распределение рассеянного излучения можно считать приближенно нормальным [5], была проведена оценка соответствия шероховатости поверхности по следующим параметрам:

– взвешенная дисперсия σ_B^2 [5]:

$$\sigma_B^2 = \sum_{i=1}^N (i - \bar{i})^2 P_i, \quad (3)$$

где i – номер пикселя; N – общее число пикселей в выбранной линии; $P_i = \frac{I_i}{\sum_{i=1}^N I_i}$ – функ-

ция плотности вероятности распределения рассеяния для дискретных величин, где I_i – нормализованное значение яркости i -го пикселя; $\bar{i} = \sum_{i=1}^N iP_i$ – математическое ожидание

функции плотности вероятности P_i ;
– дисперсия нормального распределения, являющегося аппроксимацией реального рассеяния по методу наименьших квадратов ($\sigma_{ан}^2$);

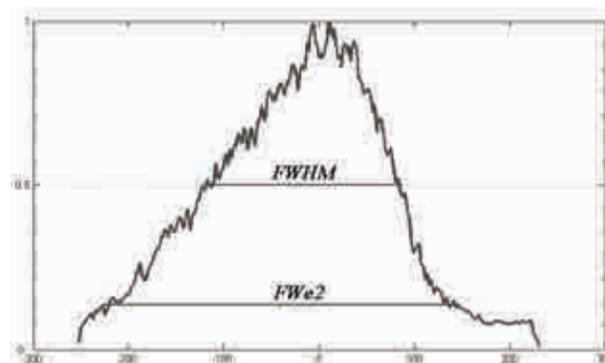


Рис. 4. Параметры ширины рассеяния, определяемые по пороговому значению интенсивности, определенному на уровне $1/e^2$ ($FWe2$) и $0,5$ ($FWHM$) от максимального уровня

– ширина изображения рассеянного луча, определяемая по пороговому значению интенсивности, определенному на уровне $1/e^2$ ($FWe2$) и $0,5$ ($FWHM$) от максимального (рис. 4).

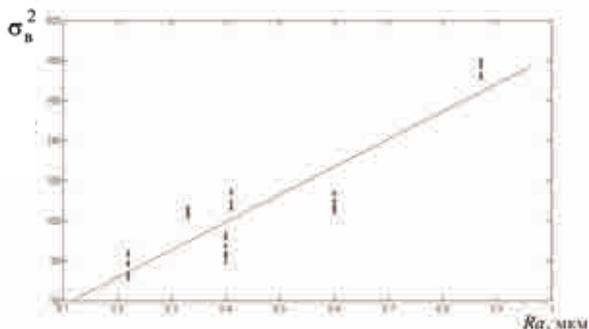


Рис. 5. Зависимость взвешенной дисперсии σ_n^2 от шероховатости Ra

Обработка изображений и вычисление параметров распределения интенсивности рассеянного излучения проводилась в пакете программ MATLAB. Зависимость вычисленных параметров рассеяния лазерного излучения от шероховатости, измеренной эталонным способом с помощью контактного профилометра, показана на рис. 5. Аппроксимирование зависимости по методу наименьших квадратов показало, что наименьшая ошибка возникает при линейной аппроксимации. Нахождение коэффициентов

регрессии позволяет оценить шероховатость поверхности, основываясь на данных по светорассеянию, что и является конечной целью работы алгоритма. Определение точности оценки шероховатости показало, что относительная погрешность измерения при доверительном интервале $0,95$ составляет не более 20% .

Результаты проведенных экспериментов показали, что разработанный алгоритм вычисления параметров светорассеяния обладает высоким быстродействием и может быть использован в системе бесконтактной оценки шероховатости.

ЛИТЕРАТУРА

1. Thwaite E. G. Surface Topography Measurement and Analysis // Aust. J. Phys. 1982. V. 35. P. 777–784.
2. Stover J.C. Optical scattering: measurement and analysis // SPIE Optical Engineering Press. 1995. P. 24.
3. Плихунов В.В., Коваленко А.В., Орешкин О.М. Использование способов оценки шероховатости в системе автоматического контроля параметров технологического процесса лазерного полирования // Авиационная промышленность. 2012. № 4. С. 26–31.
4. Whitehouse D.J. Handbook of Surface and Nanometrology // IOP Publishing Ltd. 2003.
5. Wang S.H., Quan C., Tay C.J., Shang H.M. Surface roughness measurement in the submicrometer range using laser scattering // Optical Engineering. 2000. V. 39. № 6.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЗАДАННОЙ СТОЙКОСТИ РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА ПРИ РАСТАЧИВАНИИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ6

С.Д.Кугультинов, докт. техн. наук; С.В. Жилев, канд. техн. наук

(Ижевский государственный технический университет);

И.В.Попов (ОАО «Воткинский завод»)

Приведены результаты исследований по обеспечению заданной стойкости режущего инструмента при растачивании крупногабаритных деталей из титанового сплава ВТ6.

Ключевые слова: титановые сплавы, режимы резания, стойкость режущего инструмента.

ENSURING SPECIFIED DURABILITY OF CUTTING TOOLS FOR BORING LARGE-SIZED PARTS OF VT6 TITANIUM ALLOY. *S.D.Kugultinov, Dr.Techn.Sc; S.V.Zhilyaev, Cand.Techn.Sc; I.V.Popov.*

The article presents results of investigation on ensuring specified durability of cutting tools, when boring large-sized parts of VT6 titanium alloy.

Keywords: titanium alloys, cutting modes, cutting tool durability.

Механическая обработка титановых сплавов сопряжена с рядом проблем (их склонность к налипанию и задирам, низкая теплопроводность). Следует отметить высокую химическую активность титановых сплавов, приводящую к активному взаимодействию с кислородом, азотом, водородом и углеродом, в результате чего образуются твердые растворы, резко снижающие пластичность титанового сплава [1, 2].

Особенно большие проблемы возникают при обработке крупногабаритных деталей, когда продолжительность обработки только одной поверхности может достигать десяти и более часов. При растачивании отверстий в таких сплавах стойкости режущего инструмента недостаточно для обработки всей поверхности, что ведет к увеличению трудоемкости обработки. Кроме того, в местах остановки процесса резания для замены резца наблюдается неровность высотой 0,2–0,5 мм. Наличие такого дефекта на обработанной поверхности недопустимо, поэтому требуется дополнительная обработка для его устранения, то есть увеличивается трудоемкость.

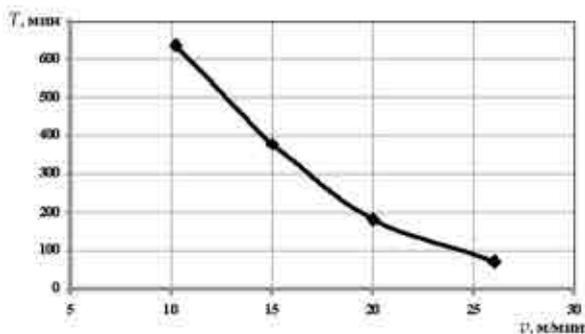
Для совершенствования технологии обработки резанием крупногабаритных деталей из титанового сплава VT6 целесообразно назначать рациональные режимы резания, позволяющие производить обработку всей поверхности детали за время, соответствующее периоду стойкости режущего инструмента и обеспечивающее требуемые точность и качество. При этом назначение режимов резания, как показывает производственная практика, сводится к выбору рациональной скорости резания, так как глу-

бина резания обычно равна припуску на обработку, а подача определяется исходя из требуемой шероховатости обработанной поверхности и жесткости системы СПИД. Кроме того, глубина резания, как и подача, может ограничиваться мощностью привода главного движения.

Для выбора рациональной скорости резания, позволяющей обеспечить заданную стойкость режущего инструмента, авторами были проведены в лабораторных условиях экспериментальные исследования зависимости стойкости инструмента от скорости резания. Исследование проводилось путем точения заготовок (прутки с первоначальным диаметром 150 мм и длиной 680 мм) из титанового сплава VT6 на токарно-винторезном станке 16K40. Режущим инструментом служил проходной резец (державка PSDNN 4040S25) со сменной многогранной пластиной SNMM 250724 R1 производства Кировоградского завода твердых сплавов.

Критерием затупления был принят допустимый износ режущей кромки по задней грани h_z , равный 0,5 мм, в соответствии с рекомендациями работы [1], а также в целях экономии дорогостоящего материала заготовки. Величина износа h_z измерялась на микроскопе БМИ-1.

При проведении исследований использовалась методика однофакторного эксперимента [3], то есть варьировался только тот фактор процесса резания, влияние которого нужно было определить. Таким образом, подача и глубина резания сохранялись неизменными ($t = 4$ мм; $S_0 = 0,22$ мм/об), а скорость резания последовательно изменялась



Зависимость стойкости многогранной пластины от скорости резания при точении без охлаждения сплава ВТ6 ($S = 0,22$ мм/об; $t = 4$ мм)

($v \approx 10,2; 15; 20; 26$ м/мин). Были использованы три сменные многогранные пластины. В результате для каждого режима скорости резания получалось по три результата измерений. После математической обработки экспериментальных данных получили зависимость $T = f(v)$ (см. рисунок).

Если зависимость $T = f(v)$ монотонна, то ее удобнее описывать степенной функцией

$$T = C_T / v^x, \quad (1)$$

где v – скорость резания; C_T – постоянный коэффициент, зависящий от условий обработки и обрабатываемого материала; x – показатель степени.

Показатель степени x и постоянный коэффициент C_T определяли по методике, приведенной в работе [3]. В результате зависимость (1) приняла вид

$$T = 159504 / v^{2,3}. \quad (2)$$

Определить рациональное значение частоты вращения шпинделя станка n , обеспечивающей обработку всей поверхности детали за период стойкости режущего инструмента, можно из соотношения

$$T = k\tau_0, \quad (3)$$

где k – коэффициент, гарантирующий обработку всей поверхности, равный 1,1; τ_0 – время на обработку поверхности заданной длины, мин.

Частоту вращения шпинделя можно определить из уравнения [3]

$$v = \frac{\pi D n}{1000}, \quad (4)$$

где D – диаметр обрабатываемой заготовки, мм.

Время, затрачиваемое на обработку поверхности заданной длины L , определяется выражением [3]

$$\tau_0 = \frac{L}{n S_0}, \quad (5)$$

где S_0 – осевая подача, мм/об, L – длина обрабатываемой поверхности, мм.

Подставим в выражение (3) зависимости (1), (4), (5) и получим

$$\frac{C_T}{\left(\frac{\pi D n}{1000}\right)^x} = \frac{k L}{n S_0}. \quad (6)$$

Из выражения (6) определяем рациональную частоту вращения шпинделя:

$$n = x^{-1} \sqrt[x]{\frac{S_0 C_T 1000^x}{(\pi D)^x k L}}.$$

После подстановки коэффициентов из выражения (2) получим

$$n = 1,3 \sqrt[2,3]{\frac{S_0 \cdot 159504 \cdot 1000^{2,3}}{(\pi D)^{2,3} k L}}.$$

Промышленная апробация проводилась в производственных условиях при точении и растачивании заготовок детали типа фланца диаметром 2180 мм и высотой 110 мм из титанового сплава ВТ6 на токарно-карусельном станке модели 1525Ф1 с частотой вращения, рассчитанной по предлагаемой методике. Износ по задней грани неперетачиваемой пластины резца на протяжении всей длины режущей кромки не превышал 0,5 мм, что обеспечивало получение размера обработанной поверхности в пределах допуска. Аналогичный результат был получен и при растачивании отверстия диаметром 1950 мм на этой же детали. Результат промышленной апробации – снижение трудоемкости выполняемой операции в 1,8 раза. Таким образом, можно сделать вывод о том, что определение рациональной частоты вращения шпинделя станка по предлагаемой методике позволит обеспечить гаранти-

рованную обработку всей поверхности детали без смены грани неперетачиваемой пластины. Производственная апробация методики показала, что она справедлива как для точения, так и для растачивания.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Кривоухов В.А., Чубаров А.Д.** Обработка резанием титановых сплавов. М.: Машиностроение, 1970. 183 с.

2. **Жучков Н.С., Беспяхотный П.Д., Чубаров А.Д. и др.** Повышение эффективности обработки резанием заготовок из титановых сплавов. М.: Машиностроение, 1989. 152 с.

3. **Кугульгинов С.Д., Ковальчук А.С., Портнов И.И.** Технология обработки конструкционных материалов: Учебник для вузов. Изд. 3-е, перераб. и доп. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 678 с.

ТЕХНОЛОГИЯ И ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОРПУСНЫХ И РОТОРНЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД МЕТОДОМ НАМОТКИ ИЗ ПКМ

А.М.Ахметов, С.В.Кондратец, С.В.Перлов

(ОАО «Институт технологии и организации производства»)

Описан способ получения роторных и корпусных деталей авиационного двигателя методом намотки из ПКМ и оборудование для его изготовления.

Ключевые слова: композиционные материалы, технология намотки, намоточный станок, облегченные лопатки.

TECHNOLOGY AND EQUIPMENT FOR MANUFACTURING CASE AND ROTOR PARTS OF A GAS TURBINE ENGINE BY WINDING PCM. *A.M.Akhetov, S.V.Kondratets, S.V.Perlov.*

Technique for production of case and rotor parts of an aircraft engine by winding polymeric composite materials and equipment for its manufacture is described.

Keywords: composite materials, winding technology, winding machine-tool, light-weight blades.

Обеспечение высокого уровня эксплуатационных характеристик образцов новой техники – одна из важнейших проблем в авиационно-космической промышленности. Применяемые металлы имеют большую удельную массу, высокую теплопроводность, малую теплоемкость и трудоемки. Применение конструкционных материалов, и в первую очередь, композиционных материалов (КМ) на основе полимерных матриц позволяет создавать конструкции с уникальными свойствами и снижать массу деталей и узлов без потери прочности [1].

Существует ряд формообразующих методов изготовления изделий из КМ [2]. Наиболее высокие и стабильные деформационно-прочностные, теплофизические и массовые (физико-механические) характеристики достигаются в конструкциях из КМ, изготовленных по технологии автоматизированной намотки.

В корпусных и роторных деталях ГТД направление действующих напряжений может быть разнообразным. Изготовление этих деталей из КМ методом намотки позволяет использовать материал с большой степенью

эффективности. Волокна можно ориентировать в направлении действующих напряжений, обеспечивая необходимую прочность.

Процесс намотки поддается высокой степени механизации и автоматизации при высоком коэффициенте использования материалов, что экономически выгодно в производстве. Оборудование для изготовления изделий методом намотки менее громоздко, менее сложно, чем оборудование, используемое для изготовления аналогичных изделий из металла.

Разработана и изготовлена экспериментальная установка 4УНК-1 для отработки технологии изготовления корпусных и роторных деталей ГТД методом намотки (рис. 1). Устройства, входящие в установку, обеспечивают в автоматическом режиме размотку волокна с бобины, обмотку волокна либо комбинацию волокон, обезжиривание либо травление жгута, пропитку жгута связующим, сушку жгута либо нагрев препрега, намотку жгута на технологическую оснастку с заданным натяжением и раскладку на соответствующей технологической оснастке. Система управления установки 4УНК-1 обеспечивает широкий диапазон регулирования параметров намотки в автоматическом режиме по заданной программе.

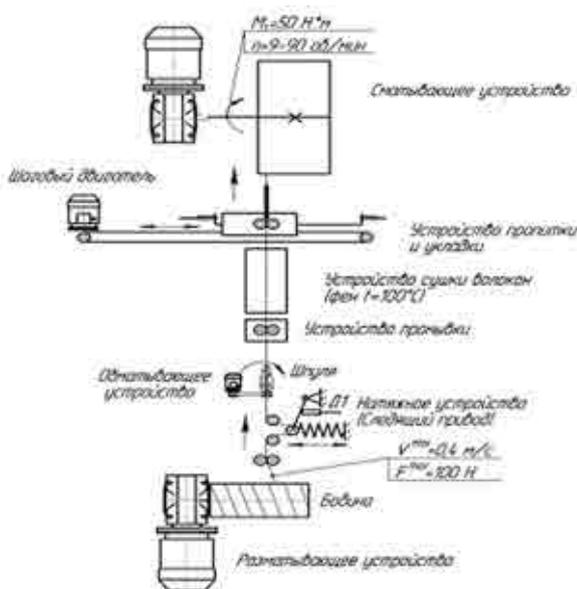


Рис. 1. Кинематическая схема установки 4УНК-1

При комбинации по модульной схеме узлов и устройств на установке возможно изготовление деталей как препрегами, так и способом «мокрой» намотки. Установка позволяет обрабатывать технологические процессы изготовления

- деталей типа кольца или корпуса компрессора (рис. 2), изготавливаемых радиальной намоткой;
- деталей типа кока и обтекателя (рис. 3), изготавливаемых орбитальной намоткой;
- деталей типа лопаток, изготавливаемых



Рис. 2. Корпусная деталь



Рис. 3. Обтекатель (кок)



Рис. 4. Лопатки спрямляющего аппарата



Рис. 5. Лопатка ВНА

намоткой с последующим прессованием: вентиляторные, рабочие, спрямляющие и направляющие лопатки компрессора (рис. 4, 5).

Пакеты заготовок лопаток изготавливают намоткой жгута, пропитанного связующим, на плоскую оправку – пресс-форму. В каждый ручей плоской пресс-формы укладывается расчетное число прядей жгута. Последующее прессование проводят в той же плоской оправке пресс-форме.

Заготовку лопатки с хвостовиком производят намоткой препрега (армирующий жгут, пропитанный связующим) на технологическую оснастку по разработанной программе. В процессе намотки (при техно-



Рис. 6. Схема армирования пакет-заготовки (а), пакет-заготовка однолопаточной лопадки, изготовленной методом намотки, и готовая лопадка (б)

логических останков) в заготовку вкладывают дополнительные слои препрега: в хвостовую часть в направлении волокон перпендикулярно плоскости намотки, в перовую – под углом $\pm 45^\circ$ к плоскости намотки (рис. 6).

Такой метод изготовления позволяет получать заготовки лопадки с упорядоченным расположением натянутых волокон в пере и хвостовике. Прочностные характеристики получаемой детали близки характеристикам цилиндрических намоточных изделий.

На установке можно формировать несколько заготовок, в последующем отделяя их друг от друга.

Применение этого метода позволяет механизировать технологический процесс на 70–80 %.

Разработана технология усиления корпусных конструкций методом намотки на установке 4УНК-1. Также разрабатываются технологии изготовления закрылка входного направляющего аппарата, элементов моноколес и корпусных конструкций методом намотки. Результаты проведенных работ позволяют рекомендовать применение метода намотки при изготовлении заготовок лопадок из КМ и могут служить основой при проектировании серийного оборудования для автоматизированного процесса их изготовления.

ЛИТЕРАТУРА

1 **Малков И.В.** Научные основы технологии формообразования намоткой углепластиковых элементов ферменных конструкций космических аппаратов. Дисс. ... докт. техн. наук. Луганск, 2001.

2. **Братухин А.Г., Погосян М.А., Пекарш А.И., Макаров К.А.** Технологии разработки и производства авиационных конструкций из ПКМ // Авиационная промышленность. № 4. 2004.

НОВЫЕ КОНСТРУКЦИОННЫЕ И ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ПКМ НА ОСНОВЕ ТЕРМОПЛАСТОВ И ТЕХНОЛОГИИ ИХ ФОРМОВАНИЯ

Ю.В.Сытый, канд. техн. наук; *В.А.Сагомонова*;
Г.Ю.Юрков, докт. техн. наук; *В.В.Целикин* (ФГУП “ВИАМ” ГНЦ РФ)

Описаны свойства фторопластовых пленок Ф-4ПН, Ф-4МБ, Ф-2М, Ф-10 и многослойных уплотнительных материалов ПМФ-Л на основе полиимидных пленок с фторопластовым покрытием ПМФ-351, полиимидных пленок с фторопластовым покрытием ПМФ-351 и ПМФ-352 и материала ВТП-2П на основе стеклоткани и фторопласта Ф-4Д. Приведены примеры применения указанных материалов в авиационной технике.

Ключевые слова: политетрафторэтилен (ПТФЭ), фторполимерные пленки, многослойные уплотнительные материалы, рабочая температура.

NEW STRUCTURAL AND OPERATIONAL PCM BASED ON THERMOPLASTICS AND TECHNOLOGY OF THEIR MOULDING. *Yu. V. Sytyi, Cand. Techn. Sc; V. A. Sagomonova; G. Yu. Yurkov, Dr. Techn. Sc; V. V. Tselikin.*

The article describes properties of fluoroplastic films F-4PN, F-4MB, F-2M, F-10 and multi-layer sealing materials PMF-L based on polyimide films with fluoroplastic coating PMF-351, polyimide films with fluoroplastic coatings PMF-351 and PMF-352 and VTP-2P material based on fiberglass and F-4D fluoroplastic. Examples of application of the above mentioned materials in aviation are considered.

Keywords: polytetrafluorethylene (PTFE), polymeric fluorine films, multilayer sealing materials, operating temperature.

Фторполимерные материалы широко применяются в различных отраслях промышленности благодаря комплексу уникальных свойств: широкому диапазону рабочих температур, химической стойкости, высоким диэлектрическим, антиадгезионным и другим характеристикам [1].

Пленки из плавких фторопластов получают методом экструзии, пленки из фторопласта Ф-4 – методом строгания заготовок. Пленки из фторопласта Ф-4 поставляются в ориентированном и неориентированном состоянии в зависимости от назначения. В авиационной технике фторопластовые

пленки применяются в качестве материалов электроизоляционного, антиадгезионного, уплотнительного и другого назначения [2-4].

Фторопластовая лента Ф-4ПН применяется для изготовления уплотнительных прокладок, работающих на воздухе и в авиационных топливах, маслах и жидкостях для гидросистем в диапазоне температур $-60 \div 260$ °С.

Пленки из фторопласта Ф-МБ используются для изготовления топливных емкостей, не испытывающих сложноизгибающих деформаций в эксплуатации и предназначенных для работы при $-60 \div 150$ °С, а также в качестве антиадгезионного разделительного

слоя при автоклавном формовании изделий из композиционных материалов одинарной и двойной кривизны при максимальной температуре формования до 200 °С.

Пленки из фторопласта Ф-2М используются в качестве основы в защитном покрытии ЗППК с клеевым слоем, применяемым для оперативного ремонта поврежденных участков лакокрасочного покрытия на внешней поверхности планера и могут эксплуатироваться в диапазоне температур $-60 \div 80$ °С.

Пленки из фторопласта Ф-10 применяются для изготовления эластичных компенсационных емкостей топливных баков изделий специального назначения, работающих при температуре от -40 до 50 °С. Эти пленки имеют высокую стойкость к изгибам (выдерживают 2500 циклов сложных перегибов до потери герметичности).

Фторопластовые пленки не обладают высокими механическими свойствами. Для повышения механических свойств изделий

Свойства многослойных уплотнительных материалов ПМФ-Л и ВТП-2П

Свойства	Материал	
	ПМФ-Л	ВТП-2П
Прочность при растяжении, МПа	110	140
Относительное удлинение при разрыве, %	50	4
Модуль упругости при сжатии, ГПа	1,1	1,9
Напряжение сжатия при деформации 10 %, МПа	70	190
Деформация при сжатии под нагрузкой 28 МПа за 24 ч, %	4,1	7,1
Остаточная деформация через 24 ч после воздействия сжимающей нагрузки 28 Па, %	1,5	1,0
Максимальная рабочая температура, °С	150	260
Водопоглощение за 24 ч, %	0,2	0,04
Категория горючести	Трудногорающий	

применяются полиимидные пленки или стеклоткани с фторопластовым покрытием. На основе этих покрытий разработаны многослойные уплотнительные материалы ПМФ-Л и ВТП-2П (см. табл.).

Полиимидофторопласт ПМФ-Л – многослойный материал, состоящий из термосваренных полиимидных пленок с односторонним и двухсторонним фторопластовым покрытием марок ПМФ-351 и ПМФ-352. В этом многослойном материале полиимидные пленки ПМ обеспечивают высокую прочность и сопротивление ползучести, а фторопластовые слои Ф-4МБ (сополимер тетрафторэтилена с гексафторпропиленом) – эластичность и межслоевую адгезию.

Материал ВТП-2П состоит из термосваренных слоев фторлакоткани Ф-4Д-Э01 на основе стеклоткани Э01 и фторопластового покрытия Ф-4Д.

На рис. 1 представлена температурная зависимость напряжения сжатия при деформации 10 % многослойных уплотнительных материалов ПМФ-Л и ВТП-2П. Многослойный уплотнительный материал ВТП-2П имеет более высокие прочностные характеристики при кратковременном воздействии сжимающей нагрузки по сравнению с материалом ПМФ-Л. Иная картина наблюдается при длительном воздействии сжимающей нагрузки. Величина деформации при воздействии сжимающей нагрузки 28 МПа за

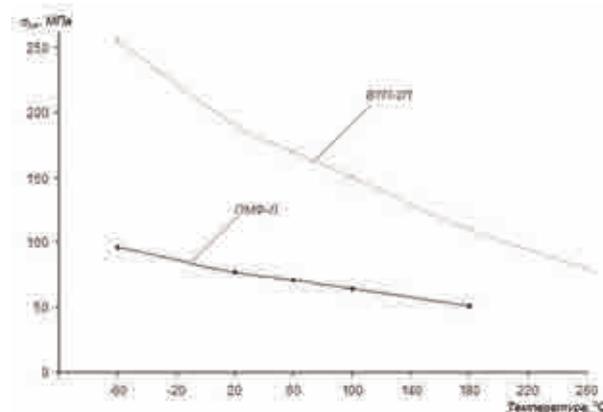


Рис. 1. Температурная зависимость напряжения сжатия при деформации 10 % многослойных уплотнительных материалов ПМФ-Л и ВТП-2П

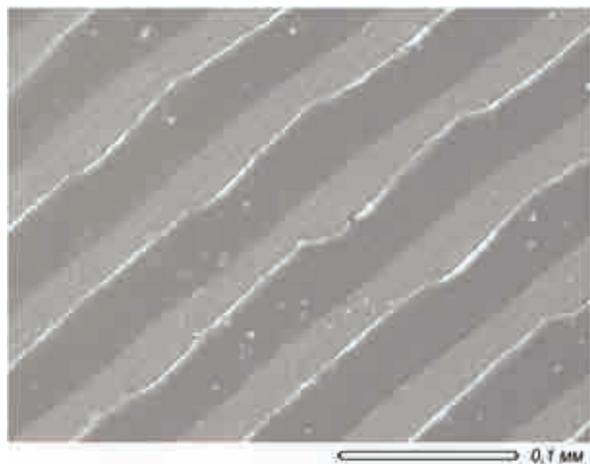


Рис. 2. Скол многослойного материала ПМФ-Л
×220

24 ч составляет 7,1 % и 4,1 % для материалов ВТП-2П и ПМФ-Л соответственно. Полученные результаты испытания на ползучесть можно объяснить тем, что в многослойном уплотнительном материале величина деформации при длительном воздействии сжимающей нагрузки зависит от толщины фторопластового слоя, расположенного между армирующими слоями. Так, толщина фторопластового слоя Ф-4Д в материале ВТП-2П, расположенного между слоями стеклоткани, составляет 100 мкм, в то время как в материале ПМФ-Л толщина фторопластового слоя Ф-4МД, расположенного между слоями полиимидной пленки, составляет 20 мкм (то есть в 5 раз меньше), что хорошо видно на сколе материала ПМФ-Л (рис. 2). Микрофотография получена на сканирующем электронном микроскопе Jeol JSM-6380 LA.

Материал ПМФ-Л имеет хорошие деформационные свойства ($\epsilon_p \geq 50\%$) и работоспособен в условиях воздействия значительных изгибающих нагрузок и деформаций, а материал ВТП-2П имеет низкое относительное удлинение при разрыве ($\epsilon_p = 4\%$) и не работоспособен в указанных условиях.

Полиимидофторопласт ПМФ-Л рекомендуется для применения в качестве уплот-

нительных элементов клапанов и защитных шайб в комбинированных уплотнениях пневмо-, гидро- и топливных агрегатов высокого давления (более 28 МПа) с максимальной рабочей температурой 150 °С. Применение материала ПМФ-Л для уплотнительных элементов клапанов пневмоагрегатов позволило по сравнению с резинами и фторопластом Ф-4 аналогичного назначения повысить надежность и ресурс работы клапанов в 3–5 раз.

Материал ВТП-2П предназначен для изготовления уплотнительных прокладок неподвижных фланцевых соединений пневмо-, гидро- и топливных агрегатов высокого давления с максимальной рабочей температурой до 260 °С [5].

Применение фторполимерных пленок и композиционных многослойных материалов на их основе позволяет повысить надежность и ресурс работы изделий авиационной техники.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сытый Ю.В., Чурсова Л.В., Хатинов С.А., Сагомонова В.А. Свойства и применение радиационно-модифицированного фторопласта Ф-4РМ // Авиационные материалы и технологии. 2012. № 4. С. 48–55.
2. Сытый Ю.В., Кислякова В.И., Иванова Г.А., Маркова Г.С., Теребинин Б.П. Разделительные пленки для автоклавного формования углепластиков // Сб. «Вопросы авиационной науки и техники. Авиационные материалы. Термопласты». 1987. С. 41–47.
3. Сытый Ю.В., Квачева Л.А., Артемьева В.А., Ганин Л.А. Исследование свойств фторопластовых пленок Ф-10 и Ф-4МБ // Авиационная промышленность. 1990. № 5. С. 46–47.
4. Сытый Ю.В., Гудимов М.М., Власов С.В., Сурнин Е.Г. Применение полимерных пленок в авиационной технике // Авиационная промышленность. 1994. № 9–10. С. 38–41.
5. Сытый Ю.В., Кислякова В.И., Сагомонова В.А., Николаева М.Ф., Целикин В.В., Турлаева О.Ю. Новый многослойный уплотнительный материал ВТП-2П // Авиационные материалы и технологии. 2011. № 4. С. 32–34.

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ НАНОКОМПОЗИТОВ В АВИАЦИИ

О.С.Сироткин, докт. техн. наук; М.А.Андрюнина
(ОАО “Национальный институт авиационных технологий”)

Рассматриваются перспективы применения нанокompозитов в авиации и судостроении, проблемы, связанные с разработкой технологий изготовления из наноструктурированных композиционных материалов деталей различного назначения.

Ключевые слова: нанотехнологии, нанокompозиты, углеродные нанотрубки, наномодифицированные ПКМ.

PROSPECTS FOR APPLICATION OF NANOCOMPOSITES IN AVIATION.

O.S.Sirotkin, Dr.Techn.Sc; M.A.Andriunina.

The prospects of application of nanocomposites in aviation and shipbuilding, the problems associated with development of manufacturing technologies for different-purpose structural parts made of nanostructured composite materials are considered. Also the advantages of properties of nanostructured composites are examined.

Keywords: nanotechnologies, nanocomposites, carbon nanotubes, nanomodified PCM.

Нанокompозиты – это материалы, в которых в качестве армирующих наполнителей используются частицы наноразмерного масштаба. Применение нанонаполнителей позволяет значительно повысить прочность, твердость, жесткость, износостойкость, электропроводность, термостойкость, стойкость к химическим воздействиям и др. свойства материалов.

В настоящее время происходит переход от научных исследований нанокompозитов к их применению в различных отраслях производства (от космоса и авиации до бытового применения). Широкое применение получили композиты, армированные углеродными нанотрубками (УНТ). Идея применения нанотрубок в качестве наполнителей для авиационных композитов возникла практически с момента их открытия в 1991 г. Композиты, армированные УНТ с весовым содержанием менее 1 %, в несколько раз прочнее ПКМ, армированных углеродным волокном, легче на 25 – 30 %, обладают антистатическими свойствами и защищают самолет от ударов молний.

Наномодифицированные ПКМ могут в

будущем полностью заменить алюминий и железо в основных элементах конструкции самолетов.

Следует отметить, что пока нанокompозиты не применяются в нагруженных элементах конструкций. Это связано только с тем, что для применения нанонаполнителей следует проходить более сложные процедуры сертификации, а значит нужны новые системы стандартов. Ограничение по применению УНТ в авиационных материалах объясняется высокой стоимостью и сложностью их производства.

Представители компании Lockheed сообщили, что им удалось значительно снизить стоимость производства нанокompозитов. В частности, стоимость новых обтекателей из наномодифицированных ПКМ будет составлять 10 % от стоимости обтекателей из углепластика. Снижение стоимости связано не только с применением экономичных технологий для создания нанокompозитов, но и с разработанными компанией новыми типами связующих, которые могут отверждаться вне автоклава, что позволило исключить наиболее дорогостоящие этапы производства.

Созданный новый наноматериал для обтекателей крыльев, по мнению специалистов Компании, является «лучшим в классе ультралегких и дешевых термопластиков, армированных наночастицами, имеет повышенные механические свойства, термостабильность, электропроводность и технологические характеристики». Нанокompозиты, упрочненные нановключениями, более перспективны для получения материалов с управляемыми свойствами, так как обладают значительной внутренней поверхностью контакта.

ОАО НИАТ разрабатывает инновационные технологии изготовления из нанокompозитов авиационных деталей конструкций и нормативно-техническую документацию для сертификации изделий из нанокompозитов.

Использование наноразмерных наполнителей и возможность управления адгезией позволит создать новые материалы с повышенным демпфированием (сопротивляемостью вибрациям). Колоссальная внутренняя поверхность раздела фаз в нанокompозитах позволит создать материалы с повышенной ударной прочностью за счет адгезионных свойств и внутренних барьеров, препятствующих росту микро- и макротрещин. Добавление нанонаполнителей повышает способность материала к поглощению энергии, что делает применение нанокompозитов в конструкциях военного назначения очень перспективным.

Применение нанокompозитных материалов возможно в деталях, подвергающихся трению. Наномодификация материалов для трущихся деталей либо использование сухой смазки из наночастиц позволит снизить коэффициент трения контактирующих поверхностей. Например, известно положительное влияние добавок наночастиц сульфида вольфрама на контакт материалов, выполненных из эпоксидной смолы.

В настоящее время ведутся разработки клеев, наполненных различными нановклю-

чениями. Наноклеи обладают повышенной собственной и адгезионной прочностью и при этом их применение не требует существенного изменения имеющихся ремонтных технологий. Они будут применяться для ремонта элементов конструкций, а также для обработки вырезов в композитах и для создания клееных соединений.

В ОАО НИАТ ведутся работы по созданию и расширению возможностей использования наноструктурированных материалов, имеющих свойства, значительно отличающиеся от свойств традиционных материалов.

Внедрение нанотехнологий может решить проблему старения полимерных композитов при воздействии ультрафиолетового излучения, в результате которого пластики становятся хрупкими. Добавление наночастиц диоксида титана в углепластики повышает устойчивость к воздействию ультрафиолета в два раза и на 80% сдвиговую прочность.

Одним из существенных недостатков ПКМ по сравнению с металлами являются низкие температуры горения. Для повышения термостойкости в ПКМ добавляют «наноглины» (силикаты), углеродные нанотрубки и гибридные структуры типа микросилицированного графита, на котором выращены УНТ. Наночастицы обладают высокими характеристиками теплопроводности, они создают «температурные мостики» в материале и обеспечивают равномерный отвод и распределение тепла при нагреве композита, что в итоге повышает рабочие температуры материала. Подобные технические решения, понижающие риск возникновения пожаров, являются чрезвычайно важными для самолетов, космических аппаратов, кораблей, подводных лодок, автомобилей. Поэтому в будущем наномодифицирование позволит расширить области применения полимерных композитов и заменить металлические материалы. Нанокomp-

позиты обладают повышенным коэффициентом соотношения прочности (жесткости) и удельного веса, что особенно важно в авиа- и судостроении, их применение позволит создавать новые энергоэффективные материалы и конструкции.

ОАО НИАТ совместно с ООО «НаноТех-Центр» разрабатывает высокоэффективный технологический процесс серийного производства функциональных углеродных нанотрубок. Применяемый в процессе реактор имеет производительность до 400 кг нанотрубок в год.

Для получения наиболее высоких эксплуатационных характеристик при равномерном диспергировании нановключений в матрице композита без образований агломератов в НИАТе ведутся работы по подбору оптимального размера и объемного содер-

жания нановключений в композите. Разработаны методики диспергирования нанобъектов в состав эпоксидных, фенольных и полиэфирных связующих конструкционного назначения. Для обеспечения адгезии нановключений с матрицей производится обработка и функционализация нановключений. В идеале, требуется ориентировать нановключения в заданном направлении (например, с помощью электромагнитного поля или путем направленного выращивания нановключений на макроскопических наполнителях). Решение проблемы межслойных усталостных трещин в слоистых ПКМ связано с созданием «объемно-армированных» композитов, в которых слои сшиты направленными нановолокнами, выращенными перпендикулярно к слоям армирующих тканей.

ОЦЕНКА ПОЖАРНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ АВИАЦИОННОГО НАЗНАЧЕНИЯ

*С.Л.Барботько, канд. техн. наук; В.Н.Кириллов, канд. техн. наук;
Е.Н.Шуркова (ФГУП “ВИАМ” ГНЦ РФ)*

Рассмотрены методы оценки пожарной опасности полимерных материалов, используемых в интерьере пассажирских салонов, багажно-грузовых отсеках и в других пожароопасных зонах самолетов.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, пожарная безопасность.

EVALUATION OF THE FIRE SAFETY OF THE POLYMERIC COMPOSITE MATERIALS FOR AVIATION PURPOSES. *S.L.Barbot'ko, Cand.Techn.Sc; V.N.Kirillov, Cand.Techn.Sc; E.N.Shurkova.*

Procedures for evaluation of flammability risk of polymeric materials used in the passenger compartment interior, baggage-and-cargo compartments and other fire risk areas of aircrafts are considered.

Keywords: polymeric composite materials, fire safety.

Широкое использование полимерных композиционных материалов (ПКМ) взамен традиционно применяемых металлических сплавов в авиастроении позволяет снизить массу конструкции, а следовательно и рас-

ход топлива [1]. Основные классы композитов, предназначенные для применения в самолетах, – угле- и стеклопластики. Они используются при изготовлении и оформлении интерьера салона, панелей стен пере-

городок багажных и пассажирских отсеков, пола, радиопрозрачных обтекателей.

Не менее важной задачей при эксплуатации авиатехники является обеспечение безаварийности полетов и максимальной безопасности пассажиров в случае возникновения пожара на борту или вокруг самолета. Пожары на самолетах происходят крайне редко, однако вероятностью их возникновения нельзя пренебрегать.

Требования по пожарной безопасности материалов, узлов и элементов конструкций пассажирских самолетов изложены в Авиационных правилах [2] или аналогичных зарубежных нормах (FAR, CS). Для оценки пожарной опасности полимерных материалов разработано большое число методов. В настоящее время в соответствии с требованиями АП-25 для оценки пожарной опасности материалов пассажирских салонов и багажно-грузовых отсеков самолетов используются методы определения горючести, тепловыделения, дымообразования, сопротивления сквозному прогоранию (огнестойкости и огнестойкости).

Композиционные материалы, применяемые для изготовления конструкций и узлов внешнего контура (фюзеляжа и крыла) самолета, должны совмещать высокие механические свойства и быть пожаробезопасными, а требований к их пожаробезопасности в Авиационных правилах нет. В последние годы за рубежом проводятся работы [3, 4] по исследованию пожароопасных свойств полимерных композиционных материалов, перспективных для изготовления фюзеляжа самолетов, и совершенствованию методов оценки. В ряде работ отмечается опасность использования ПКМ для конструкций фюзеляжа из-за возможности распространения пламени по поверхности и выделения большого количества дыма и токсичных веществ [1, 5].

Рассмотрим основные методы, используемые в настоящее время для оценки пожа-

робезопасности материалов внутренней отделки внешнего контура самолета.

Методы определения горючести, воспламеняемости и распространения пламени по поверхности. Для оценки горючести авиационных материалов используются методы, изложенные в АП-25 или FAR, CS [2, 5]. Эти методы применяются для определения горючести при воздействии малокалорийного источника огня (имитация горящей спички, сигареты, короткое замыкание электропроводки и т.п.). Критерии оценки – скорость распространения пламени по горизонтальной поверхности образца, продолжительность самостоятельного горения и длина прогорания для вертикально расположенного образца. Применение этих методов как регламентирующих возможность использования материала на внешнем контуре явно недостаточно, так как необходимо, чтобы материалы внешнего контура не распространяли пламя по поверхности в более жестких условиях. Методом, описанным в части VI АП-25, оценивают горючесть (продолжительность остаточного горения и длину выгорания) при воздействии внешнего теплового потока, иницирующего пламя. Использование этого метода представляется более целесообразным, так как с его помощью определяется поведение материала (распространение пламени, условия затухания) при воздействии теплового потока.

При исследовании перспективных полимерных композиционных материалов специалисты Технического центра FAA США использовали, кроме вышеперечисленных методик, и стандарт ASTM E1321, в котором изложен метод определения воспламеняемости и распространения пламени по всей вертикальной поверхности образца в горизонтальном направлении. Этот метод применяется при оценке горючести материалов в судостроении [6], но может быть перспективным и при оценке горючести материалов

широкофюзеляжной авиационной техники из композитов.

В качестве дополнения к выбранным методам оценки горючести материалов внешнего контура желательным также использовать метод определения критического теплового потока, под действием которого происходит воспламенение материала (ГОСТ 30402). Использование данного метода предусмотрено нормами пожарной безопасности РФ. Метод применяется при сертификационных испытаниях строительных материалов, широко используется за рубежом при оценке пожаробезопасности материалов различного функционального назначения.

Методы определения огнестойкости. Для оценки огнестойкости авиационных материалов и элементов конструкций используются методы, описанные в АП-25, FAR, CS [7]. Как правило, испытания этими методами предусматривают воздействие пламенем мощной керосиновой горелки (температура 950–1100 °С). Методы дают возможность контролировать наличие сквозного прогорания по температуре воздуха за образцом, величине проходящего теплового потока, сохранению работоспособности. Использование метода оценки огнестойкости для материалов внешнего контура необходимо, так как именно эта характеристика определяет время проникновения огня внутрь фюзеляжа после начала пожара. Представляется целесообразным применение метода описанного в АП-25, Приложение F, Ч. III.

Методы определения количества тепла, выделяющегося при горении. Методы определения количества выделяемого тепла позволяют рассчитать тепловой баланс и изменение очага пожара. Для этих целей возможно использование как методов определения теплоты сгорания, так и методов измерения кинетических параметров теплового выделения при горении.

Теплота сгорания (ГОСТ 147, ГОСТ 10062,

ГОСТ 21261) определяется с помощью бомбового калориметра и показывает потенциальную способность вещества к выделению тепла, но не характеризует интенсивность горения материала в условиях пожара. Для регистрации кинетической кривой интенсивности теплового выделения в процессе горения материала применяются проточные калориметры типа OSU или Cone Calorimeter. Метод определения теплового выделения при горении, включенный в Авиационные правила, предполагает использование калориметра типа OSU (АП-25, Приложение F, Ч. IV) и позволяет определять кинетическую кривую интенсивности выделения тепла при горении материала под воздействием внешнего теплового потока заданной интенсивности.

Метод определения дымообразующей способности. Определять интенсивность дымообразования при загорании декоративно-отделочных полимерных материалов авиационного назначения в России следует в соответствии с ГОСТ 24632. Испытания проводятся в режимах пиролиза и горения при падающем тепловом потоке мощностью 25 кВт/м² на испытываемый образец. Имеются модификации оборудования, позволяющие проводить испытания при воздействии теплового потока мощностью до 50 кВт/м².

Методы определения токсичности продуктов горения. В настоящее время в Федеральных (государственных) авиационных нормах как отечественных, так и зарубежных отсутствуют требования по оценке токсичности продуктов горения, хотя нормы по ограничению токсичности материалов действуют в большинстве отраслей промышленности. Ранее в авиационные требования СССР (Нормы летной годности) в качестве обязательной характеристики было включено определение токсичности продуктов горения полимерных материалов. Эти испытания проводили с использо-

ванием живых организмов (лабораторные мыши). Относительно близким к данной процедуре является определение токсичности по методу, рекомендуемому ГОСТ 12.1.044 (п. 4.20), где наряду с определением смертельной токсичности материалов на примере гибели лабораторных мышей может производиться и определение концентраций основных токсических газов.

В добровольном порядке нормы, ограничивающие допустимость использования полимерных материалов авиационного назначения в зависимости от концентраций выделяющихся при горении токсичных газов, сейчас введены рядом зарубежных авиационных компаний.

В ФГУП ВИАМ имеется уникальный испытательный комплекс, состоящий из отечественного и импортного оборудования для исследования горючести, огнестойкости, тепловыделения, дымообразующей способности авиационных материалов, а также для определения концентраций токсичных газов по методике, аналогичной используемой Airbus [8, 9]. В настоящее время в ВИАМе накоплен большой объем данных по характеристикам пожарной безопасности различных классов материалов [10], используемых при изготовлении интерьера и отдельных конструктивных узлов отечествен-

ных изделий авиационной техники. Данные сведения могут быть использованы при разработке ПКМ, перспективных для изготовления внешнего контура авиационной техники.

ЛИТЕРАТУРА

1. Decadal Survey of Civil Aeronautics: Foundation for the Future / Steering Committee for the Decadal Survey of Civil Aeronautics, National Research Council, 2006, 212 p.

2. **Авиационные правила.** Глава 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории // Межгосударственный авиационный комитет. Изд. 3-е с поправками. М.: ОАО Авиаиздат, 2009. 274 с.

3. Full-Scale Test Evaluation of Aircraft Fuel Fire Burnthrough Resistance Improvements / DOT/FAA/AR-98/52. 41 p.

4. **Sarkos G.** / Evolution of FAA Fire Safety R&D Over the Years – 5th Triennial International Aircraft Fire and Cabin Safety Research Conference, October 29 – November 1, 2007, Atlantic City, New Jersey.

5. Когда горят композиты / Проблемы безопасности полетов. ВИНТИ. 2010. № 4. С. 49–51.

6. Thermo-Kinetic Model of Burning / DOT/FAA/AR-TN08/17. 32 p.

7. Aircraft Materials Fire Test Handbook /DOT/FAA/AR-00/12. 235 p.

8. **BSS 7239.** Test Method for Toxic Gas Generation by Materials on Combustion // Boeing Specification Support Standard.

9. **SMP 800-C.** Toxic Gas Generation.

10. **Барботько С.Л., Воробьев В.Н.** Пожаробезопасность авиационных материалов и элементов конструкций. Справочник / Под общей редакцией академика РАН Е.Н. Каблова. М.: ВИАМ, 2007. 543 с.

ВЛИЯНИЕ ВОЗНИКАЮЩИХ ПРИ СБОРКЕ МОНТАЖНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ НА УСТАЛОСТНУЮ ДОЛГОВЕЧНОСТЬ СОЕДИНЕНИЙ

*А.А.Калюта; Г.Ф.Рудзей, докт. техн. наук
(ФГУП “СибНИИ им. С.А. Чаплыгина”)*

Исследовано влияние монтажных напряжений, возникающих при сборке элементов конструкций, и экспозиции при комнатной температуре длительностью до 10 лет на долговечность болтового соединения. Установлены зависимости изменения параметров уравнения кривой усталости, позволяющие осуществлять прогноз изменения долговечности соединений с течением времени.

Ключевые слова: усталостная долговечность, уравнения регрессии, болтовое соединение, нагружение с переменными амплитудными и средними напряжениями цикла.

THE INFLUENCE OF THE MOUNTING STRESSES ARISING IN ASSEMBLY ON FATIGUE LIFE OF CONNECTION JOINTS. *A.A.Kalyuta; G.F.Rudzey, Dr.Techn.Sc.*

The influence of the mounting stresses arising in assembly of structural elements and exposure at room temperature for up to 10 years on fatigue life of a bolted joint has been examined. Dependences of parameters variation in equation of fatigue curve, which enable to forecast changes in service life of the joints with time, have been established.

Keywords: fatigue life, regression equation, bolted joint, loading with alternating amplitude and average cycle stresses.

При сборке соединений элементов конструкций вследствие неизбежных погрешностей увязки и базирования между сопряженными элементами возникают местные зазоры, которые часто устраняют путем подтяжки элементов пакета (упругой компенсации). Упругая компенсация приводит к появлению в конструкциях монтажных (остаточных технологических) напряжений. Авторами исследовано влияние монтажных напряжений и экспозиции при комнатной температуре длительностью до 10 лет на долговечность болтового соединения. Исследования проводили на образцах из сплава Д16АТ (рис. 1). Каждый образец состоит из двух пластин разной толщины, соединен-

ных продольным болтовым швом. Пластина имитирует подкрепление, накладка – обшивку. С помощью прокладки моделируется зазор между элементами конструкции. Центральный болт, служащий для крепления прокладки, заменен заклепкой, что на-

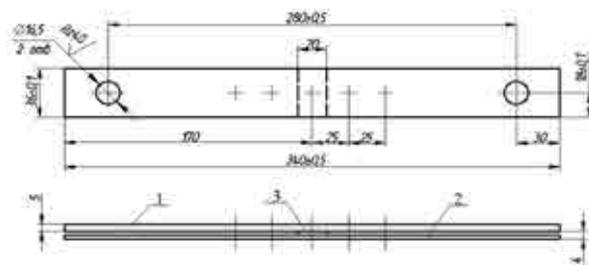


Рис. 1. Образцы продольного болтового соединения:

1 – пластина, 2 – накладка, 3 – прокладка

дежно фиксирует элементы пакета при сборке образца и значительно усиливает нерасчетное (вне зоны упругой компенсации) сечение образца за счет радиального натяга в отверстиях. Моделирование зазора в пределах 0,05 – 0,8 мм.

Монтажные напряжения в образцах исследовали методом фотоупругих покрытий [1]. Экстремальные значения монтажные напряжения принимали в зонах больших изгибных деформаций (контуры отверстия под заклепку и болты). Установлены зависимости величины наибольших монтажных напряжений от упругой компенсации зазора h_k в области отверстий под заклепку в пластине и накладке: при $h_k = 0,3$ мм – 40 и 65 МПа, при $h_k = 0,8$ мм – 90 и 210 МПа. Очевидно, что монтажные напряжения такой величины при эксплуатационных нагрузках будут способствовать снижению сопротивления усталости соединений.

Разрушение образцов при статическом нагружении происходило по отверстиям под болты при напряжении $\sigma_p \approx 406,3$ МПа. При разной толщине прокладки и, следовательно разной величине зазоров, упругая компенсация не оказала влияния на статическую прочность исследуемых объектов.

Образцы на усталость испытаны на гидрорупульсаторе МУП-50. Частота нагружения 11 Гц. При обработке результатов испытаний принята гипотеза о логарифмически нормальном законе распределения долговечности. Кривые усталости исходных образцов (без зазора) при разных значениях амплитудного σ_a и среднего напряжения цикла σ_m в двойных логарифмических координатах показаны на рис. 2. При зазоре 0,3 мм в среднем произошло снижение долговечности (по сравнению с исходными образцами) в 1,3 раза, при зазоре 0,8 мм – в 1,7 раза. Поскольку графики функции $\lg N = f(\lg \sigma_a)$ практически линейны, уравнения кривых усталости в двойных логарифмических координатах запишем как

$$\log N_i = a + b \log \sigma_{ai} \text{ или } y_i = a + bx_i,$$

где $y_i = \log N_i$, $x_i = \log \sigma_{ai}$.

Для определения коэффициентов a и b использован линейный регрессионный анализ [2], согласно которому

$$a = \bar{y} - b\bar{x}, \quad b = S_{xy}/S_{xx},$$

где \bar{y} , \bar{x} – средние значения изучаемых

$$\text{величин; } S_{xy} = \sum_{i=1}^n x_i y_i - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \sum_{i=1}^n y_i;$$

$$S_{xx} = \sum_{i=1}^n x_i^2 - \frac{\left(\sum_{i=1}^n x_i\right)^2}{n}.$$

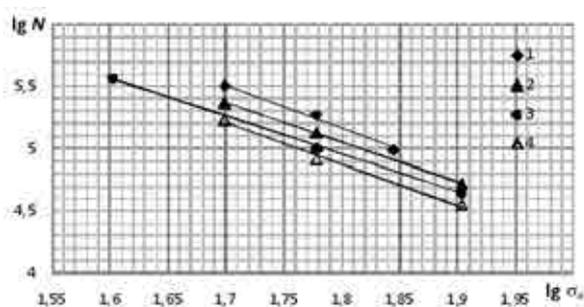


Рис. 2. Кривые усталости исходных образцов при $\sigma_m = 120$ (1), 100 (2) и 80 (3) МПа и образцов с зазором 0,8 мм при $\sigma_m = 100$ МПа (4)

На основании полученных зависимостей (табл. 1) можно вычислить значения усталостной долговечности при промежуточных значениях σ_a .

Важным аспектом для прогнозирования срока службы элементов авиационных конструкций с монтажными напряжениями является оценка влияния длительной экспози-

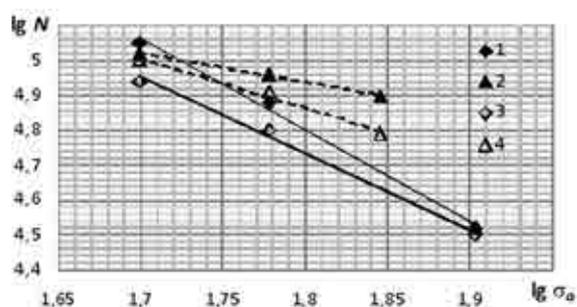


Рис. 3. Усталостная долговечность после выдержки в течение 10 лет образцов без зазора (1, 2) и с зазором 0,3 мм (3, 4) при $\sigma_m = 100$ (1, 3) и 80 (2, 4) МПа

Таблица 1

Уравнения регрессий образцов

Величина зазора (длительность экспозиции)	Диапазон σ_a , МПа	σ_m , МПа	Уравнение регрессии
Без зазора (0 лет)	40 – 80	120	$\lg N = 10,39 - 3,0179 \lg \sigma_a$
	50 – 80	100	$\lg N = 10,776 - 3,1843 \lg \sigma_a$
	50 – 70	80	$\lg N = 11,464 - 3,5023 \lg \sigma_a$
0,3 мм (0 лет)	40 – 80	120	$\lg N = 10,398 - 3,0752 \lg \sigma_a$
	50 – 80	100	$\lg N = 10,498 - 3,0786 \lg \sigma_a$
	50 – 70	80	$\lg N = 11,72 - 3,7397 \lg \sigma_a$
0,8 мм (0 лет)	40 – 80	120	$\lg N = 10,617 - 3,2948 \lg \sigma_a$
	50 – 80	100	$\lg N = 10,872 - 3,3285 \lg \sigma_a$
	50 – 70	80	$\lg N = 10,948 - 3,377 \lg \sigma_a$
Без зазора (10 лет)	50 – 80	100	$\lg N = 9,469 - 2,592 \lg \sigma_a$
		80	$\lg N = 9,090 - 2,297 \lg \sigma_a$
0,3 мм (10 лет)	50 – 80	100	$\lg N = 8,249 - 1,947 \lg \sigma_a$
		80	$\lg N = 8,158 - 1,811 \lg \sigma_a$

ции при комнатной температуре на сопротивление усталости образцов. С этой целью группа образцов, хранившаяся в складских условиях в течение 10 лет, испытана на усталость на уровнях нагружения: $\sigma_m = 80$ и 100 МПа; $50 \leq \sigma_a \leq 80$ МПа. Кривые усталости в двойных логарифмических координатах после выдержки показаны на рис. 3.

За 10 лет произошло снижение усталостных характеристик образцов без зазора в 1,5 – 2 раза по сравнению с исходными, что можно объяснить релаксацией благоприятных осевых натягов

в болтовом соединении. Снижение долговечности образцов с монтажными напряжениями оказалось менее существенным

Таблица 2

Уравнения, характеризующие изменение параметров уравнений регрессии при выдержке образцов соединений длительностью до 10 лет

σ_m , МПа	h_k , мм	a	b
100	0	$a = 10,776 - 0,1307\tau$	$b = 0,0592\tau - 3,1843$
	0,3	$a = 10,498 - 0,2248\tau$	$b = 0,1131\tau - 3,0786$
80	0	$a = 11,464 - 0,2374\tau$	$b = 0,1205\tau - 3,5023$
	0,3	$a = 11,72 - 0,3562\tau$	$b = 0,1929\tau - 3,7397$

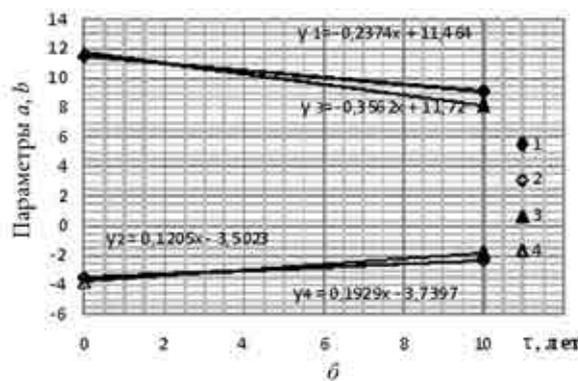
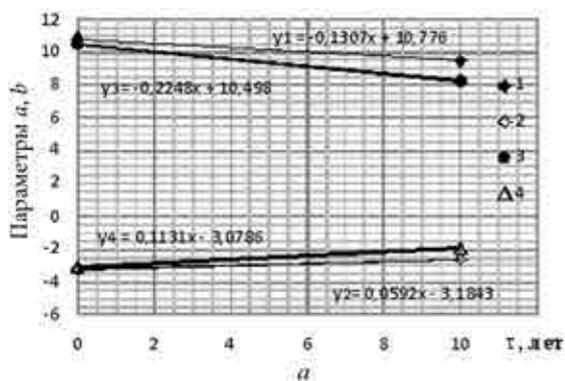


Рис. 4. Зависимость параметров уравнений регрессии (a – темные точки, b – светлые) от длительности выдержек при $\sigma_m = 100$ (a) и 80 (b) МПа: 1, 2 – без зазора; 3, 4 – зазор 0,3 мм

(в 1,25 – 1,65 раза) за счет одновременного с релаксацией натягов снижения (на 20 %) влияния уровня монтажных напряжений.

Приняв допущение о линейном изменении параметров уравнений регрессии от времени выдержки τ (рис. 4), построены графики $a = f(\tau)$ и $b = f(\tau)$ при $\sigma_m = 100$ и 80 МПа соответственно.

Уравнения функций $a = f(\tau)$ и $b = f(\tau)$ при $\sigma_m = 100$ МПа и $\sigma_m = 80$ МПа записаны в табл. 2.

Установленные зависимости изменения параметров кривой усталости позволяют осуществлять прогноз изменения долговечности соединений с течением времени.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белов В.К., Калюга А.А., Рудзей Г.Ф. Обеспечение усталостной долговечности авиационных конструкций технологическими методами. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2012. 404 с.

2. Степнов М.Н. Статистические методы обработки результатов механических испытаний. Справочник. М.: Машиностроение, 2005. 300 с.

ПОВЫШЕНИЕ НАГРУЗОЧНОЙ СПОСОБНОСТИ СТАЛЬНЫХ ДЕТАЛЕЙ МЕТОДОМ КОМБИНИРОВАННОЙ ОБРАБОТКИ

А.П.Яковлева, канд. техн. наук (МГТУ имени Н.Э. Баумана);

И.С.Омельченко, докт. техн. наук (ОАО “Национальный институт авиационных технологий”)

Описан техпроцесс комбинированной обработки (электрохимическая обработка и алмазное выглаживание), увеличивающей ресурс работы ответственных деталей в 2 раза.

Ключевые слова: качество поверхностных слоев, комбинированные методы обработки, электрохимическая обработка, алмазное выглаживание.

ENHANCEMENT OF LOAD-CARRYING CAPACITY OF STEEL PARTS BY COMBINED PROCESSING. *A.P.Yakovleva, Cand.Techn.Sc; I.S.Omelchenko, Dr.Techn.Sc.*

A combined manufacturing process (electro-machining and diamond smoothing) increasing endurance of critical parts 2 times is described.

Keywords: quality of surface layers, combined methods of processing, electro-machining, diamond smoothing.

Одной из проблем современного авиастроения является повышение надежности ответственных деталей машин, которая в значительной мере определяется их эксплуатационными свойствами и качеством поверхностного слоя.

Практика эксплуатации деталей показывает, что наиболее нагруженными являются валы, стаканы подшипников, валы-шестерни и др. Ограниченный ресурс этих деталей

обусловлен интенсивным износом рабочих поверхностей, что связано с высокими скоростями скольжения, неравномерным распределением нагрузок, дефектами сборки и другими причинами.

По существующим технологиям нагруженные детали изготавливают из легированных сталей с последующей химико-термической обработкой (ХТО) для упрочнения. ХТО – длительный, энергоемкий и не-

стабильный процесс, труден в управлении и вредно влияет на экологию. Помимо этого, при ХТО происходит коробление деталей, что требует дополнительных затрат на последующую механическую обработку.

Наибольшая эффективность в повышении нагрузочной способности для ответственных деталей машин, работающих при высоких скоростях, обеспечивается применением комбинированной обработки (КО), выполняемой в различных структурных состояниях материала. Имеются различные методы проведения КО.

Так, в Институте физики металлов УрОРАН разработан метод комбинированной обработки – лазерная закалка + ППД (трение абразивными частицами). После применения КО существенно повысились микротвердость, теплостойкость, коррозионная стойкость. Метод применялся для сталей ШХ15 и У8.

Для дальнейшего применения в производстве необходима разработка новых методов, обобщение и систематизация известных методов КО. Для дальнейшего совершенствования комбинированной обработки применительно к высоконагруженным деталям машин типа тел вращения авторами исследовалось влияние комбинированной обработки на нагрузочную способность ответственных деталей, применяемых в авиационной промышленности.

Для определения эффективности применения КО различными способами были изготовлены образцы из стали 20Х3МВФ, которые обрабатывали по заводской технологии – механообработка, ХТО (цементация, закалка, отпуск), шлифование и по предложенному авторами техпроцессу – механообработка, КО, шлифование. КО представляет собой электромеханическую обработку (ЭМО) и последующее ее алмазное выглаживание.

ЭМО, основанная на электроконтактном нагреве поверхности, в наибольшей степе-

ни эффективна, так как дает возможность упрочнения отдельных, в том числе труднодоступных, участков поверхности при минимальном короблении деталей [1]. Применение алмазного выглаживания позволяет оптимизировать микрогеометрию с образованием регулярного микрорельефа и таким образом технологически обеспечить управление функциональными параметрами поверхностного слоя (микротвердостью, шероховатостью, остаточным напряжением и т.д.).

Комбинированную обработку [3, 4] производили на установке, состоящей из базового станка (типа 16К20), источника питания и токоподводящих устройств к ролику-электроду (рис. 1). При упрочнении деталь 1 устанавливается и закрепляется в 3-кулачковый патрон токарного станка 2, на планшайбе которого установлен токоприемник 3 для подвода тока к обрабатываемой детали. Ток к ролику-электроду от источника питания 4 подводится по медным проводам 7 через меднографитовые щетки 8 и полый бронзовый валик 9, установленный в корпусе державки 13 на подшипниках качения. Для поддержания непрерывного контакта между деталью и роликом-электродом и создания требуемого усилия при обработке корпус державки выполнен с упругой перемычкой. Державка изолируется от корпуса станка прокладками 12. Усилие деформирования

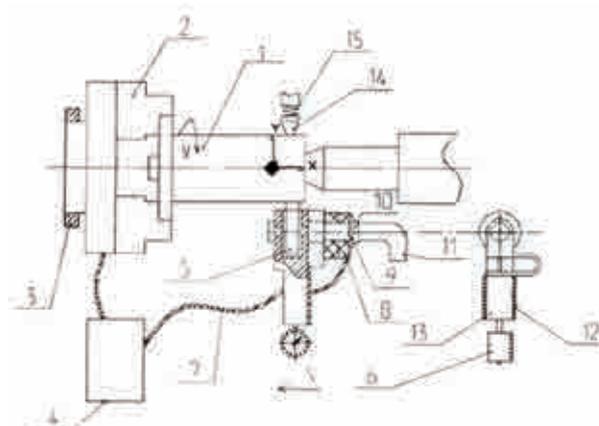


Рис. 1. Схема установки для комбинированной обработки

контролируется индикатором 6, который фиксирует упругие перемещения ролика-электрода. Охлаждающая жидкость в зону закалки подводится через штуцер 10 к трубопроводу 11. Для создания регулярного микрорельефа используется алмазный наконечник 14, усилие которого контролируется по степени сжатия пружины 15. Регулярный микрорельеф облегчает оптимизацию микрогеометрии рабочих поверхностей деталей, улучшает их эксплуатационные свойства, а также служебные свойства машин, приборов и аппаратов [2, 3].

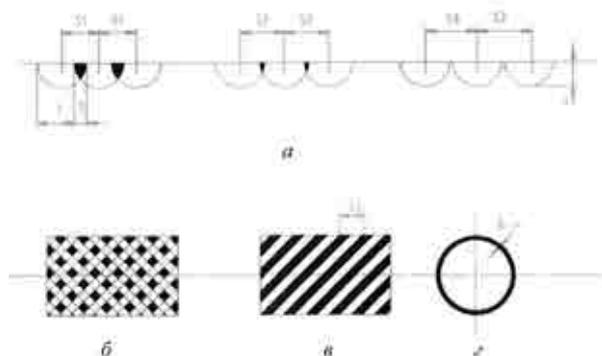


Рис. 2. Регулярные микрорельефы на поверхности образцов после КО

Формирование упрочненного слоя глубиной h (в поперечном сечении) зависит от подачи S (рис. 2,а). На фотографиях поперечных шлифов видно, что упрочненная поверхность при ЭМО формируется как следы ленточной обработки (рис. 2,б,в). Поэтому, имея одинаковую твердость и структуру вдоль каждого витка, в прослойках между этими витками однородности нет [1, 2]. Если поперечный к оси вала микрошлиф показывает однородную по глубине термическую обработку в любой из лент (рис. 2,г), попавшей в разрез, на продольном макрошлифе упрочненная поверхность имеет

вид сегментов с неоднородной структурой и твердостью.

Получить «пятнистую твердость» (рис. 2,б) и тем самым обеспечить условия получения регулярного микрорельефа после алмазного выглаживания можно, включив в первичную цепь управления обмоткой тиристор (см. рис. 1, поз. 4) [4].

Алмазное выглаживание поверхности с «пятнистой твердостью» позволяет создать на поверхности трущихся деталей систему канавок для размещения смазки, повысив этим износостойкость пар трения.

Наибольший ресурс показали вал-шестерни, обработанные по схеме ЭМО с последующей вибронакаткой [2]. Износостойкость этих деталей, по сравнению со шлифованными, выше в 2,5 – 3 раза.

Проведенные исследования показали, что можно технологически обеспечить изменяющиеся режимы упрочнения тяжело нагруженных пар трения и путем создания регулярного микрорельефа повысить ресурс работы ответственных деталей, применяемых в авиационной промышленности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Аскенази Б.М. Электромеханическое упрочнение и восстановление деталей. М: Машиностроение, 1968. 230 с.
2. Шнейдер Ю.Т. Эксплуатационные свойства деталей с регулярным микрорельефом. М: Машиностроение, 1982. 245 с.
3. Павликов П.Я. Поверхностное упрочнение электромеханической обработкой // Труды МГТУ № 578. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. С. 121–125.
4. Яковлева А.П. Комбинированная обработка вал-шестерен маслососов // Сб. материалов науч.-техн. семинара «Прогрессивные технологии и оборудование машиностроительного производства», 2010 г.