

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.
<b>САМОЛЕТО- И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ</b>	
<b>Погосян М.А., Савельевских Е.П., Стрелец Д.Ю., Корнев А.В., Шагалиев Р.М., Козелков А.С.</b> Использование отечественных суперкомпьютерных технологий при проектировании новых образцов авиационной техники . . . . .	3
<b>Левин А.В., Самсонович С. Л., Степанов В.С., Борисов М.В., Крылов Н.В.</b> Перспективы и проблемы создания электромеханических силовых мини-приводов для нового поколения ЛА . . . . .	8
<b>Скрипкин А.А., Сивяков Б.К., Аврясова О.С.</b> Возможность предотвращения столкновений вертолетов с проводами высоковольтных линий электропередач путем их обнаружения по создаваемому ими магнитному полю . . . . .	14
<b>ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ</b>	
<b>Виноградов В.Ю.</b> Практический подход к вопросам разработки систем глушения шума авиационных ГТД . . . . .	18
<b>Бабкин В.И., Алексахин А.А., Яновский Л.С., Дунаев С.В., Хурумова А.Ф.</b> Новые отечественные синтетические авиационные рабочие жидкости . . . . .	21
<b>ВОПРОСЫ ТЕХНОЛОГИИ</b>	
<b>Плихунов В.В., Орешкин О.М.</b> Метод снижения погрешности измерения температуры пирометрами частичного излучения . . . . .	25
<b>Захаров А.Г.</b> Ячеистый наполнитель для многослойных конструкций в узлах авиационных двигателей . . . . .	29
<b>Марковцев В.А., Баранов А.С., Илюшкин М.В., Попов А.Г.</b> Изготовление шпангоутов и стрингеров с продольной кривизной из гнутых профилей . . . . .	32
<b>Азиков Н.С., Алипов А.Е., Косарев В.А.</b> Проектирование подкрепленных композитных панелей . . . . .	35
<b>Афанасьева И.А.</b> Возможность применения полимерных материалов для повышения жесткости упругих элементов щеточных уплотнений при механической обработке . . . . .	40
<b>Фомина Л.П.</b> Опыт применения ионно-плазменных и вакуумных процессов химико-термической обработки для упрочнения деталей ГТД . . . . .	45
<b>МАТЕРИАЛЫ И МЕТАЛЛУРГИЯ</b>	
<b>Фролов А.В.</b> Повышение эффективности термической обработки сталей за счет использования аустенитного превращения и превращения . . . . .	49
<b>КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ, РЕСУРС</b>	
<b>Кречко А.В., Плужников В.И., Супонько К.Л., Щеголев Г.П.</b> О преимуществах лидерной эксплуатации ГТД как основы продления им сроков службы . . . . .	57
<b>Торпачев А.В.</b> Совершенствование сборочно-стыковочных операций в подготовке изделий аэрокосмической техники на технической позиции . . . . .	62
<b>Тимиркеев Р.Г., Омельченко И.С.</b> Методика интегральной оценки полезности применения ультразвукового оборудования в процессе эксплуатации и ремонта воздушных судов . . . . .	65

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.
<b>AIRCRAFT AND HELICOPTER ENGINEERING</b>			
<b>Pogosyan M.A., Savelievskih E.P., Strelets D.Yu., Kornev A.V., Shagaliev P.M., Koselkov A.S.</b> The use of domestic supercomputer technologies in designing new samples of the aircraft equipment . . . . .	3	<b>Markovtsev V.A., Baranov A.S., Ilyushkin M.V., Popov A.G.</b> Manufacture of frames and stringers with a lengthwise curvature from formed sections . . . . .	32
<b>Levin A.V., Samsonovich S.L., Stepanov V.S., Bori- sov M.V., Krylov N.V.</b> Prospects and problems of devel- oping electromechanical power minidrives for a new generation of flying vehicles . . . . .	8	<b>Azikov N.S., Alipov A.E., Kosarev V.A.</b> Designing of stiffened composite panels . . . . .	35
<b>Skripkin A.A., Sivjakov V.K., Avrjasova O.S.</b> On the possibility of collision avoidance of helicopters with high-voltage lines by detecting them according to the generated magnetic field . . . . .	14	<b>Afnas'eva I.A.</b> A possibility for the use of polymere- ric materials to increase rigidity of elastic elements of brush seals during machining . . . . .	40
<b>ENGINE BUILDING</b>			
<b>Vinogradov V.Yu.</b> Practical approach to development of aircraft gas turbine engine noise suppression sys- tems . . . . .	18	<b>Fomina L.P.</b> Experience in application of ion-plasma and vacuum processes of thermochemical treatment for hardening gas turbine engine parts . . . . .	45
<b>Babkin V.I., Aleksashin A.A., Yanovskiy L.S., Duna- ev S.V., Hurumova A.F.</b> New russian synthetic avia- tion hydraulic fluids . . . . .	21	<b>MATERIALS AND METALLURGY</b>	
<b>TECHNOLOGY PROBLEMS</b>			
<b>Plikhunov V.V., Oreshkin O.M.</b> A method for reduc- tion in error of temperature measurement by partial radiation pyrometers . . . . .	25	<b>Frolov A.V.</b> The increase in efficiency of heat treat- ment of steels through the use of austenite pretrans- formation and transformation . . . . .	49
<b>Zakharov A.G.</b> Honeycomb core for multilayered structures in aircraft engine assemblies . . . . .	29	<b>QUALITY, RELIABILITY, SERVICE LIFE</b>	
		<b>Krechko A.V., Pluzhnikov V.I., Supon'ko K.L., Sche- golev G.P.</b> On advantages of leader operation of gas tur- bine engines as a basis for extension of service life . . .	57
		<b>Torpachev A.V.</b> Improving assembly and mating ope- rations during preparation of aerospace products at the processing site . . . . .	62
		<b>Timirkeev R.G., Omel'chenko I.S.</b> Technique for in- tegral estimate of the application utility of ultrasonic equipment in aircraft operation and repair . . . . .	65

## САМОЛЕТО- И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ

### ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ НОВЫХ ОБРАЗЦОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

*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»)*

Рассмотрены вопросы внедрения отечественных суперкомпьютерных технологий в авиастроительную отрасль РФ. Показана роль суперкомпьютерных вычислительных технологий в жизненном цикле отработки существующих и разработке перспективных образцов техники в авиастроении.

**Ключевые слова:** суперкомпьютерные технологии, авиационная техника, компьютерная модель, дискретные модели.

THE USE OF DOMESTIC SUPERCOMPUTER TECHNOLOGIES IN DESIGNING NEW SAMPLES OF THE AIRCRAFT EQUIPMENT. *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.*

The article considers problems associated with the introduction of domestic supercomputer technologies into the aircraft industry of the Russian Federation. The role of supercomputer calculation technologies in the life cycle of trying out already existing and development of perspective samples of equipment for aircraft industry is shown .

**Keywords:** supercomputer technologies, aircraft equipment, computer model, discrete models.

Развитие современных наукоемких технологий и разработка конкурентоспособных высокотехнологичных промышленных авиационных комплексов и систем сегодня невозможны без применения компьютерных вычислительных технологий. Эти технологии позволяют принципиально улучшить технико-экономические характеристики, сократить сроки и стоимость разработки продукции авиационной промышленности.

Когда проведение натуральных испытаний для проверки и оптимизации выбранных технических решений и подтверждения заданных тактико-технических свойств в необходимом объеме невозможно, компьютерные технологии являются одним из неотъемлемых компонентов при проектировании и создании авиатехники.

В соответствии с решением Комиссии по модернизации и технологическому разви-

тию экономики при Президенте РФ ОАО «ОКБ Сухого» в 2010 г. стало соисполнителем ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ» проекта «Развитие суперкомпьютеров и грид-технологий». Проект был направлен на создание в России индустрии суперкомпьютерных вычислений, включая базовый ряд суперкомпьютеров различной производительности, высокоскоростные каналы связи, программные средства с высокой степенью распараллеливания, разработку подробных компьютерных моделей проектирования перспективных образцов авиационной техники и подготовку специалистов.

Компьютерная модель проектирования перспективных образцов авиационной техники с использованием супер-ЭВМ состоит из совокупности программных продуктов, связанных по форматам передачи данных, интегрированных в существующий процесс проектирования авиационной техники и реализованных в виде методики имитационного моделирования, апробированной на компьютерных моделях прототипов создаваемой техники, включает:

- комплекс адаптированных (специализированных) программных средств компьютерного моделирования напряженно-деформированных, тепловых состояний, аэрогазодинамических и гидравлических течений, описывающих поведение летательных аппаратов и их отдельных элементов в условиях реальной эксплуатации (ПК ЛОГОС);

- единую базу данных, содержащую подробную информацию по постановкам задач, тестированию, верификации и валидации адаптированных программных средств, доказательно подтверждающих достоверность численного решения (моделирования) рассматриваемых (заявленных) классов проблем прочности, тепломассопереноса и аэрогазодинамики изделий авиационной техники и их отдельных элементов (планера, двигателей, АСП и т.д.);

- детальные компьютерные модели ре-

альных изделий авиационной техники и их отдельных элементов, представляющих собой совокупность дискретных моделей (конечных объемов и конечных элементов), подробно описывающих геометрию исследуемых объектов и условия взаимодействия их отдельных элементов, базы данных теплофизических и механических характеристик подвижных сред (газов и жидкостей) и деформируемых конструкционных материалов, начальные и граничные условия, соответствующие режимам эксплуатации.

В настоящее время активно проходит этап внедрения разработанных компьютерных моделей проектирования ЛА на супер-ЭВМ в производственную деятельность предприятий авиационной отрасли. Решен ряд практически важных промышленных задач: в области гражданской авиации – это оптимизация аэродинамической компоновки самолетов «Сухой Суперджет-100», МС-21, а в области военной авиации – компоновки самолетов Су-35, Т-50 и др.

На рис. 1 приведен пример расчета стационарных аэродинамических характеристик самолета Су-35 с использованием отечественного комплекса адаптированных программных средств компьютерного модели-

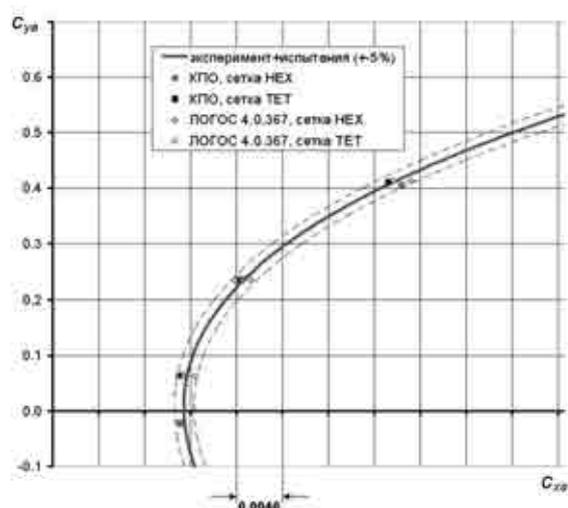
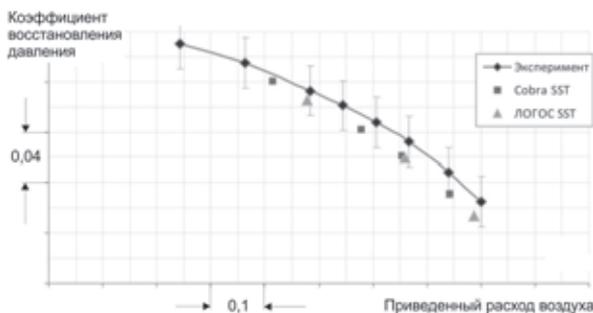


Рис. 1. Результаты расчета стационарных аэродинамических характеристик самолета Су-35 (размерность – 18,5–24,5 млн. ячеек, время счета 9 ч на 192 ядрах AMD)

рования ПК ЛОГОС (разработка ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ»). Полученные результаты хорошо согласуются с результатами, полученными на коммерческом комплексе Fluent. Ошибка моделирования коэффициента подъемной силы не превышает 1%, коэффициента силы лобового сопротивления – 5% (по сравнению с экспериментом).

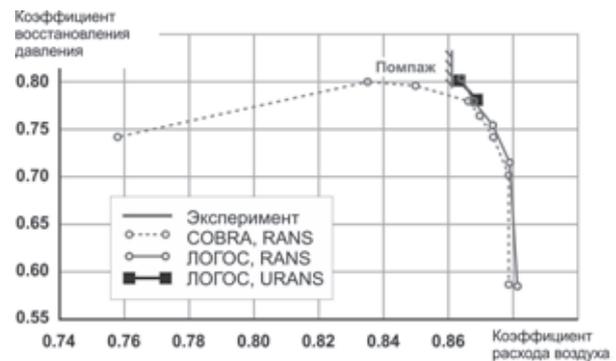
Для подтверждения работоспособности входного устройства силовой установки на всех режимах эксплуатации самолета Т-50 был проведен расчет в стационарной постановке течения в канале воздухозаборника и определены его дроссельные характеристики (рис. 2). Впервые в практике ОАО «ОКБ Сухого» для решения данной задачи использовалось прямое численное моделирование работы створок подпитки.



**Рис. 2.** Расчет стационарных характеристик входного устройства силовой установки самолета Т-50 (размерность – 35,85 млн. ячеек, время счета 7 сут. на 176 ядрах AMD)

Полученные результаты расчетов на отечественном комплексе программ ЛОГОС и коммерческом ПО Cobra хорошо согласуются и находятся в допустимом диапазоне отклонений. По сравнению с данными эксперимента ошибка моделирования для коэффициента восстановления полного давления не превышает 0,02.

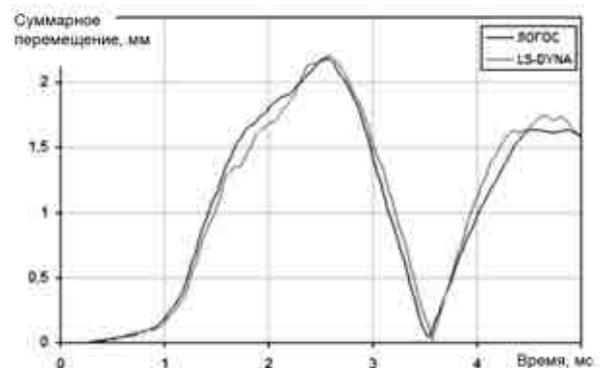
На следующем этапе с помощью комплекса программ ЛОГОС был выполнен расчет течения в канале воздухозаборника в нестационарной постановке и определены границы его устойчивой работы (помпажные границы). Для подтверждения достоверности результатов расчета в КБ Сухого



**Рис. 3.** Расчет границы устойчивой работы воздухозаборника (размерность – 9,1 млн. ячеек, время счета 8 сут. на 192 ядрах AMD)

была изготовлена тематическая модель воздухозаборника и проведены ее испытания в аэродинамической трубе ЦАГИ (рис. 3). Моделирование с помощью ПК ЛОГОС позволило установить границу возникновения помпажа с приемлемой для практики точностью.

С использованием комплекса программ ЛОГОС были решены задачи определения прочности при соударении с птицей элементов конструкции планера самолетов «Сухой Суперджет-100», МС-21 и Су-35. На рис. 4 приведен расчет динамики деформирования козырька фонаря самолета Су-35 при попадании птицы. Результаты хорошо согласуются с полученными на коммерческом коде LS-Dyna по характеру деформирования, изменению кинетической энергии птицы и по результирующим перемещениям конструкции. Отличие по наибольшим значениям



**Рис. 4.** Расчет прочности остекления козырька фонаря самолета Су-35 при соударении с птицей (размерность – 0,5 млн. ячеек, время счета 16 ч на 8 ядрах Intel)

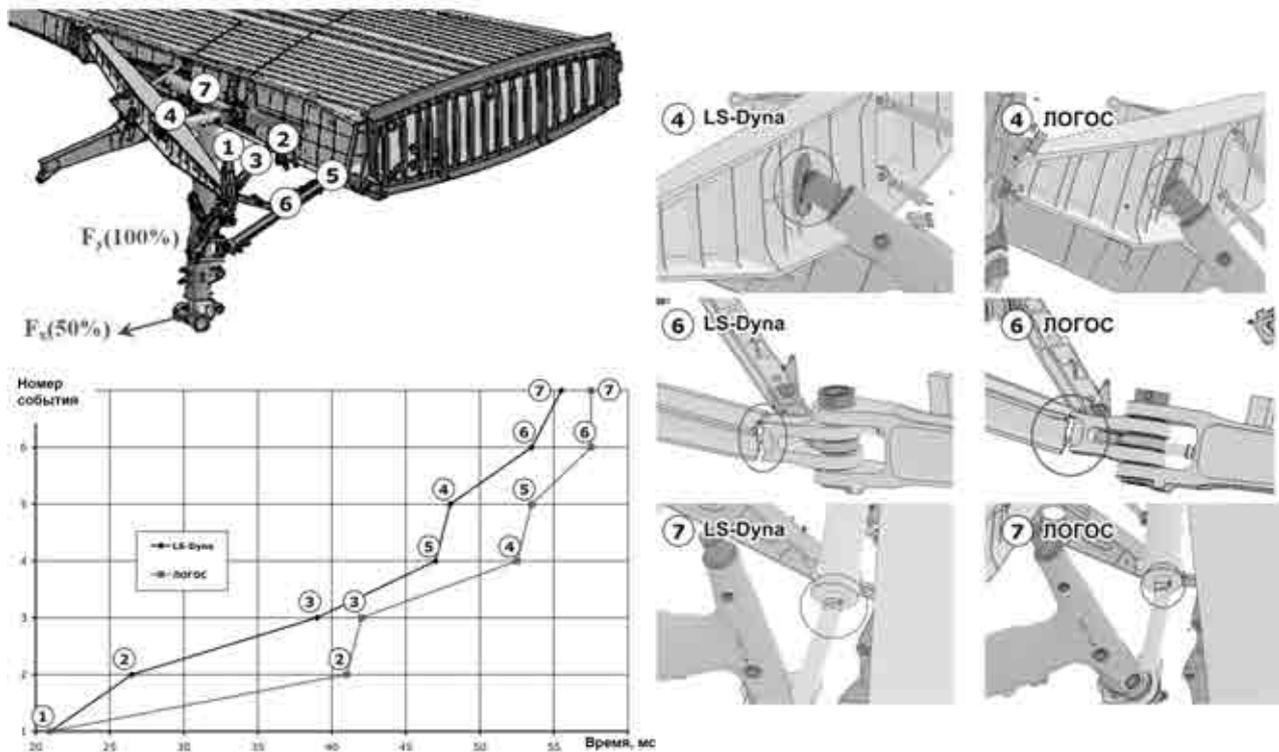


Рис. 5. Расчет разрушения элементов конструкции стойки ООШ самолета «Сухой Суперджет-100» (размерность – 3,568 млн. ячеек)

перемещений не превышает 1,5 %, интенсивности напряжений – 5 %.

С применением отечественного комплекса программ ЛОГОС также решена задача оценки возможности использования шасси самолета «Сухой Суперджет-100» на самолете большой размерности. Был выполнен расчет динамики разрушения основной опоры шасси (ООШ) при превышении расчетных нагрузок на стойки. Для этого определялись поведение конструкции при комбинированном нагружении стойки вертикальной (100 %) и продольной (50 %), превышающем расчетное (рис. 5), а также последовательность разрушения элементов стойки ООШ и характер разрушения кессона крыла на момент разрушения последнего из элементов конструкции, связывающих стойку с крылом. Результаты, полученные с помощью программ ЛОГОС и коммерческого пакета LS-Dyna, показали схожую картину последовательности разрушения отдельных элементов ООШ и времени наступления события.

Показательным примером применения суперкомпьютерных технологий для решения задач по сертификации нового российского самолета «Сухой Суперджет-100» является использование имитационного моделирования на супер-ЭВМ.

Применение суперкомпьютерных технологий позволило доказать их надежность и безопасность в возможных аварийных ситуациях без полномасштабных экспериментальных работ. Обычно для этих целей строятся натурные макеты и стенды, стоимость которых вместе с испытаниями составляет сотни миллионов рублей.

Результаты применения суперкомпьютерных технологий получили высокую оценку сертифицирующих органов. Впервые в России самолет «Сухой Суперджет-100» был сертифицирован только на основании расчетов (без проведения экспериментов), что позволило сократить сроки и затраты.

С внедрением результатов проекта «Развитие суперкомпьютеров и грид-технологий» в авиастроение у предприятий отрасли

появились реальные возможности для перехода к новой технологии проектирования. Для этой технологии характерно трехмерное моделирование в реальных условиях эксплуатации без упрощений и допущений, подробные дискретные модели (от 1 млрд. ячеек), возможность решения задач с реальными граничными условиями, преимущественно модельный эксперимент, в итоге – рациональные и более эффективные конструкции.

Необходимым условием конкурентоспособности российского авиастроения на мировом рынке является инновационное развитие отрасли. Дальнейшие планы развития отрасли требуют активного продолжения работ по суперкомпьютерным технологиям и их широкому внедрению в производственную деятельность предприятий. Для этого необходимо:

1. Создать особые условия для организаций и предприятий промышленности, внедряющих отечественные технологии имитационного моделирования на супер-ЭВМ в свою практическую деятельность (льготное налогообложение и другие стимулирующие внедрение отечественных технологий инструменты).

2. Создать в авиационной отрасли специализированный центр по сертификации программного обеспечения имитационного моделирования.

3. Доработать существующую нормативную базу и разработать новые стандарты, определяющие область применения суперкомпьютерных технологий при разработке авиационной техники.

4. Ввести в практику отработки критических режимов работы изделий авиационной техники обязательное полномасштабное

расчетное обоснование на базе их компьютерных моделей перед зачетными натурными испытаниями.

5. Скорректировать процесс подготовки специалистов по суперкомпьютерным технологиям, включив в процесс обучения ВУЗы, которые направляют студентов для прохождения практики на предприятия, внедряющие отечественные технологии имитационного моделирования на супер-ЭВМ.

6. Создать отраслевые суперкомпьютерные центры суммарной производительностью не менее 300 Тфлоп/с, что позволит существенно сократить дефицит вычислительных ресурсов на предприятиях авиационной промышленности.

Применение компьютерной модели проектирования перспективных образцов авиационной техники с использованием супер-ЭВМ позволило впервые в отечественной практике перейти к системному решению типовых промышленных задач, существенно повысить детализацию расчетных моделей и достоверность получаемых результатов при сокращении суммарного времени расчетного анализа.

Реализация уникального в отечественной практике проекта «Развитие суперкомпьютеров и грид-технологий» создала реальные предпосылки для внедрения в промышленных масштабах конкурентоспособного базового программного обеспечения, что, в свою очередь, является необходимой основой для перехода к новой технологии разработки изделий авиационной техники, обеспечивающей резкое сокращение сроков и стоимости их создания при полном удовлетворении требований заказчика.

## ПЕРСПЕКТИВЫ И ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИЛОВЫХ МИНИПРИВОДОВ ДЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ЛА\*

*А.В.Левин, докт. техн. наук (ОАО «АКБ “Авиационное оборудование”»);  
С.Л.Самсонович, докт. техн. наук; В.С.Степанов, канд. техн. наук;  
М.В.Борисов; Н.В.Крылов (ФГБОУ ВПО «МАИ (НИУ)»)*

Показана реализация электромеханических приводов более электрифицированного летательного аппарата на базе электродвигателей с роторами из редкоземельных материалов.

**Ключевые слова:** электромеханический привод, электродвигатели приводные.

PROSPECTS AND PROBLEMS OF DEVELOPING ELECTROMECHANICAL POWER MINIDRIVES FOR A NEW GENERATION OF FLYING VEHICLES. *A.V.Levin, Dr.Techn.Sc; S.L.Samsonovich, Dr.Techn.Sc; V.S.Stepanov, Cand.Techn.Sc; M.V.Borisov; N.V.Krylov.*

Approach to implementation of electromechanical drives for a more electrified flying vehicle based on electric motors with rare-earth material rotors is shown.

**Key words:** electric-powered drive, driving motors.

Одним из перспективных направлений авиастроения является создание более электрифицированного самолета, чем эксплуатируемые [1]. На этих самолетах используются четыре энергосистемы: первичная и три вторичных – гидравлическая, пневматическая и электрическая, обеспечивающие все бортовое оборудование. Это приводит к энергетической неэффективности системы питания, увеличению массы оборудования и самолета в целом, высокой стоимости, необходимости применения широкой номенклатуры аэродромного оборудования и требует значительного времени на обслуживание.

Концепция более электрифицированного самолета предусматривает повышение уровня электрификации самолета поэтапно, направлена на электрификацию вторичных систем энергопитания и их агрегатов-потребителей, но не предусматривает создания авиационных маршевых электродвигателей [1].

\* Работа выполнена в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 гг.

Общим направлением развития более электрифицированного летательного аппарата (ЛА) является поэтапная замена гидравлических энергосистем электрическими и вызванная этим замена агрегатов-потребителей энергии. Цель такой замены – уменьшение массогабаритных показателей агрегатов и систем энергопитания; повышение безотказности и долговечности ЛА; уменьшение стоимости изготовления и обслуживания ЛА; повышение КПД и уменьшение энергопотребления.

Важной проблемой в реализации более электрифицированного самолета является создание электромеханических приводов систем управления полетом. До недавнего времени электромеханические приводы существенно уступали электрогидравлическим по показателям удельной мощности и динамическим характеристикам.

Мы предлагаем новый подход к созданию электромеханических приводов, позволяющий обеспечить их конкурентоспособность по сравнению с электрогидравлическими приводами.

Для внедрения электромеханических приводов на ответственных органах управления летательных аппаратов необходимо обеспечить минимизацию массогабаритных показателей исполнительных механизмов; динамические характеристики, аналогичные электрогидравлическому приводу с дроссельным регулированием скорости; удержание нагрузки в заданном положении без потребления энергии; возможность отключения неисправного канала резервированной системы; работу в резервированном режиме с суммированием усилий или моментов каждого канала; рекуперацию энергии; простоту изготовления и обслуживания и, как следствие, уменьшение стоимости.

Для реализации указанных требований предлагаем функциональную схему электромеханического привода (рис. 1).



Рис. 1. Функциональная схема привода

Электродвигатели должны быть построены на базе редкоземельных материалов. За последние годы удельная энергия постоянных магнитов систем  $\text{Sm}_2\text{Co}$  достигла  $240\text{--}260$  кДж/м<sup>3</sup> в рабочем диапазоне температур до  $250^\circ\text{C}$  [1]. Это позволяет использовать электродвигатели удельной мощностью в номинальном режиме  $0,4\text{--}0,5$  кВт/кг. Электродвигатель должен быть бескорпусным, бесколлекторным, иметь встроенные датчики положения ротора и тока. Электродвигатель и датчик положения выходного вала привода должны быть небольшого диаметра ( $60\text{--}100$  мм), чтобы вписываться в мидель аэродинамической поверхности, и иметь внутреннее отверстие для выходного вала механической передачи. Кроме того, при расчете параметров двигателя и диапа-

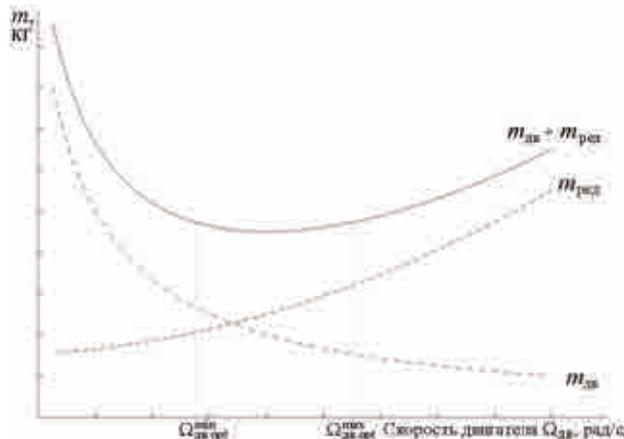


Рис. 2. Оптимизация массы исполнительного механизма

зона его скоростей необходимо оптимизировать массу исполнительного механизма в целом, учитывая, что с увеличением скорости увеличивается передаточное число редуктора и, как следствие, его масса (рис. 2).

Чтобы обеспечить удержание нагрузки в заданном положении без потребления энергии и возможность работы в резервированном режиме с суммированием усилий или моментов каждого канала, в структуру электромеханического привода требуется ввести электромагнитную муфту сцепления и расцепления валов. Функционально электромагнитная муфта должна в обесточенном состоянии сцеплять входной вал редуктора с корпусом исполнительного механизма, при включении электродвигателя соединять вал ротора двигателя с входным валом редуктора, а при отказе канала управления должен расцеплять двигатель с входным валом редуктора и корпусом исполнительного механизма.

Общая тенденция развития электромеханических приводов заключается в применении передач с многопоточным или многопарным зацеплением, имеющих лучшие массогабаритные показатели, высокую кинематическую точность и КПД [2].

В настоящее время разработаны шариковые и роликовые винтовые передачи, реечные, червячные, планетарные и волновые передачи с телами качения. Многие из пере-

численных передач в связи с рядом обстоятельств не являются пока широко известными и не нашли применения в авиастроении.

Остановимся подробнее на волновых передачах с телами качения. Волновая передача представляет собой трехзвенный механизм, состоящий из входного звена – волнообразователя, сепаратора, в отверстиях которого размещаются тела качения (шарики или ролики) и жесткого колеса с профилированным зубчатым венцом. Число тел качения в волновой передаче, по аналогии с числом толкателей в реверсивных кулачковых механизмах, должно быть не менее трех в одном ряду. При наличии только трех тел качения функционирование передачи не изменяется, если тела качения расположены равномерно по окружности.

При остановленном сепараторе жесткое колесо будет вращаться в ту же сторону, что и волнообразователь, при выходном звене сепаратора и остановленном жестком колесе сепаратор будет вращаться в противоположную сторону. При передаче вращения от волнообразователя и сепаратора волновая передача работает как дифференциальный механизм.

Передаточное число определяется аналогично зубчатым волновым передачам:

$$q_{в.ж}^с = \frac{z_ж}{u},$$

$$q_{в.с}^ж = 1 - q_{в.ж}^с = 1 - \frac{z_ж}{u},$$

где  $q_{в.ж}^с$  – передаточное число волновой передачи с телами качения от волнообразователя к жесткому колесу при неподвижном сепараторе;  $q_{в.с}^ж$  – передаточное число волновой передачи с телами качения от волнообразователя к сепаратору при неподвижном жестком колесе;  $z_ж$  – число впадин или выступов профиля жесткого колеса;  $u$  – число волн, создаваемых волнообразователем.

Использование трех тел качения сохраняет устойчивое соосное положение жесткого

колеса относительно волнообразователя, однако приводит к уменьшению нагрузочной способности передачи в целом. Поэтому число тел качения выбирается максимально возможным, это обеспечивает минимальные габариты при максимальной нагрузочной способности. На этом же основании передаточное число волновой передачи следует выбирать в диапазоне не менее 4–6.

Использование высокоскоростных двигателей при невысоких скоростях объекта управления обуславливает необходимость большого значения передаточного числа редуктора. Зависимость объема, занимаемого передачей, отнесенного к моменту нагрузки, от передаточного числа для различных типов передач представлена на рис. 3 [2].

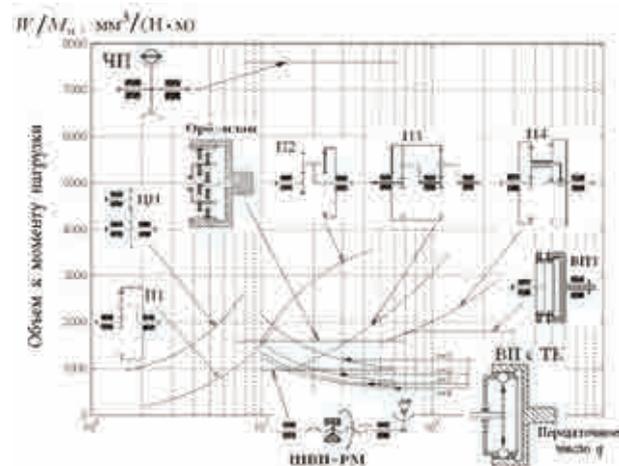


Рис. 3. Зависимость объемов различных типов механических передач от передаточного числа:

Передачи: ЦП – зубчатая цилиндрическая; ЧП – червячная; П1, П2, П3, П4 – планетарные; ШВП+РМ – шариковинтовая с рычажным механизмом; Орб.-план – орбитально-планетарная; ВПЗ – зубчатая волновая; ВПШ – волновая с телами качения (шариками)

Оценка габаритов механических передач проведена при допущениях:

1. КПД передач равен единице. Такое допущение приводит к необходимости увеличения коэффициента запаса по расчетной нагрузке.

2. Все элементы передачи изготовлены из одного материала – легированная сталь, тер-

мообработанная (цементация и закалка до  $HRC = 30 \pm 5$ ). Предел выносливости материала  $[\sigma_{-1}] = 400 - 600$  МПа: для выходных пар 400 МПа, для промежуточных 500 МПа.

3. Учет прочности зубьев определяется модулем зацепления, который для предварительных расчетов габаритных размеров зубчатых передач выражается упрощенными зависимостями: для выходной пары

$$m \geq 3 \sqrt{\frac{M_H \cdot 10^3}{400 z_k}}, \quad \text{для промежуточной}$$

$$m \geq 3 \sqrt{\frac{M_H \cdot 10^3}{500 z_k}}.$$

Из графиков (см. рис. 3) следует, что в однопарных цилиндрических передачах, а также в многопарных планетарных передачах объем, занимаемый передачами, увеличивается с увеличением передаточного числа, которое достигается увеличением отношения числа зубьев и приводит к увеличению диаметра ведомого колеса по сравнению с ведущим.

В многопарных зубчатых передачах (волновых, планетарных, орбитальных, червячных, винтовых и шариковинтовых) габариты не зависят от передаточного числа в рассматриваемом диапазоне. В волновых передачах на габариты влияет диаметр гибкого колеса; в планетарно-орбитальных – делительный диаметр сателлита; в винтовых – средний диаметр резьбы; в червячных – межосевое расстояние; в шариковинтовых – диаметр шарика.

В волновых передачах с телами качения габариты зависят как от диаметра тел качения, так и от их числа. Так как число тел качения определяется передаточным числом и с увеличением его число тел качения увеличивается, для передачи того же момента при постоянном диаметре сепаратора диаметр тел качения соответственно уменьшается, что приводит к уменьшению габаритов.

При использовании схемы с остановленным сепаратором жесткое колесо опирается на тела качения, равномерно расположенные по периметру, и может выполнять функцию наружной обоймы подшипника опорного устройства объекта управления. Это позволяет существенно сократить габариты приводных систем, в которых одни и те же детали расположены соосно и совмещают функции деталей двигателя – волновой передачи с телами качения и опорного устройства объекта управления. Подобные механизмы в работах [3, 4] названы силовыми миниприводами.

Концепция построения системы электро-механического привода по принципу силового минипривода предполагает использование бескорпусного электродвигателя с датчиками положения ротора и тока, совмещенного с волновой передачей и телами качения так, что они располагаются соосно и выходное звено выполняет функцию опорного устройства объекта управления или его подшипника.

В конструкции электро-механического силового минипривода (рис. 4) электродвигатель и выходная ступень волновой передачи расположены коаксиально. При этом выходное жесткое колесо волновой передачи опирается на тела качения и выполняет функцию наружной обоймы радиального подшипника [3]. Такая компоновка исполнительного механизма внутри силового под-

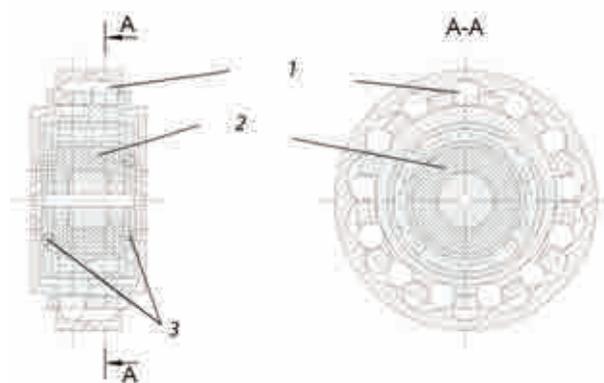


Рис. 4. Электро-механический силовой минипривод

шипника существенно сокращает массогабаритные показатели. Если использовать дисковый волнообразователь, то момент инерции, как и в зубчатых волновых передачах, сокращается в десятки раз [2] и динамические характеристики электромеханического силового минипривода становятся не хуже чем у электрогидравлических приводов.

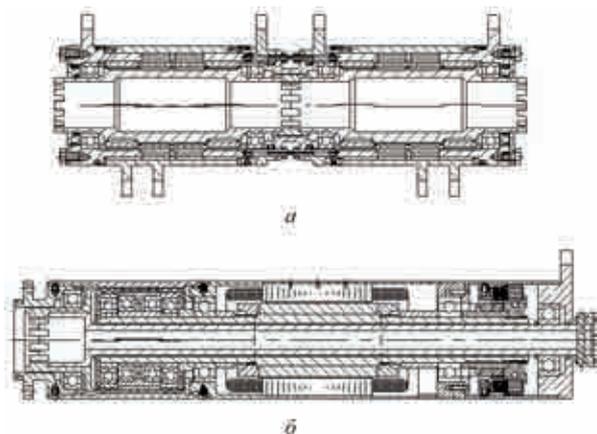
В результате существенное уменьшение массогабаритных показателей электромеханических исполнительных механизмов приводов и достижение требуемых динамических характеристик обуславливает:

- концепцию построения конструктивно-кинематических схем по принципу силового минипривода;
- оптимизацию параметров исполнительных механизмов\*;
- использование достижений материаловедения для увеличения прочности деталей.

Волновые передачи и электродвигатель можно компоновать не только коаксиально, но и последовательно вдоль продольной оси. Такая компоновка позволяет создавать силовой минипривод петлеобразной формы. Выходными ступенями могут служить унифицированные блоки либо соединенные непосредственно, либо через общий вал.

На рис. 5 представлена конструкция силового минипривода петлеобразной формы, состоящая из выходных ступеней редуктора и электродвигателя с промежуточным редуктором. Набор из различного числа унифицированных блоков выходных и промежуточных ступеней волнового редуктора может быть использован для разных приводов систем ЛА. Наличие общего синхронизирующего вала, соединяющего выходные ступени с электродвигателем через промежуточную ступень, позволяет с высокой на-

\* Авторами статьи разработан алгоритм оптимизации наружного диаметра волновой передачи с телами качения с учетом передаточного числа при заданном моменте.



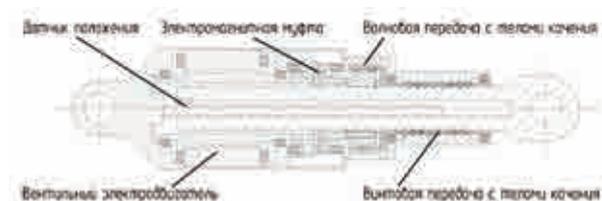
**Рис. 5. Силовой минипривод петлеобразной формы:**

- a* – волновой редуктор петлеобразной формы;
- б* – вентильный электродвигатель с промежуточным волновым редуктором

дежностью перемещать подвижные аэродинамические поверхности или люки грузоотсеков, как это сделано на самолете F35.

Электромеханические силовые миниприводы для управления подвижными аэродинамическими поверхностями крыла ЛА в виде унифицированных блоков позволяют размещать исполнительный механизм вдоль или параллельно оси вращения органа управления [4]. Размещение исполнительных механизмов привода вдоль или параллельно оси вращения органа управления позволяет строить резервированную схему привода, суммирующую усилия или моменты. Такое размещение исполнительных механизмов улучшает аэродинамические характеристики крыла высокоманевренных ЛА, так как исключает необходимость использования наружных обтекателей приводных систем. Наличие обтекателей обуславливается необходимой длиной рычажного механизма в приводах поступательного действия. Кроме того, размещение исполнительных механизмов силового минипривода вдоль или параллельно оси вращения органа управления ЛА позволяет освободить объем в крыле или фюзеляже, который может быть использован, например, для топливных баков.

Авторами разработаны электромеханические исполнительные механизмы поступательного действия с посадочными местами, позволяющими устанавливать их на месте используемых в настоящее время гидроцилиндров (рис. 6). Эти механизмы выполнены по функциональной схеме, приведенной на рис. 1. Отличие заключается в выходном каскаде редуктора, которым является передача, преобразующая вращательное движение в поступательное выходного звена (штока или винта).



**Рис. 6. Силовой минипривод, включающий волновую и винтовую передачи с телами качения**

В используемых в настоящее время шариковинтовых передачах движение шариков осуществляется по замкнутой траектории. Это усложняет технологию изготовления, а несоблюдение допусков на профили или износ профилей может привести к заклиниванию.

Улучшить технологичность и упростить конструкцию, а также исключить заклинивание можно путем размещения каждого шарика в отверстии сепаратора (см. рис. 6).

Имеется возможность использования в качестве передачи, преобразующей вращательное движение в поступательное, волновой передачи, профили жесткого колеса и волнообразователя которой как бы вытянуты вдоль продольной оси [5].

Рассматриваемые электромеханические исполнительные механизмы поступательного действия имеют лучшие габаритные по-

казатели по сравнению с гидроцилиндрами, развивающими те же усилия.

Использование в исполнительных механизмах электромагнитной муфты, аналогично механизмам с вращательным движением выходного звена, позволяет удерживать нагрузку в заданном положении, не потребляя энергию, отключать неисправный канал в резервированном приводе и, что особенно важно, обеспечивать рекуперацию энергии.

Подводя итог, можно сказать, что применение электромеханических исполнительных механизмов по принципу силового минипривода позволяет улучшить массогабаритные показатели; освободить объемы в крыле или фюзеляже при расположении исполнительного механизма вращательного действия вдоль оси или параллельно оси вращения органа управления ЛА; улучшить динамические характеристики; обеспечить резервирование развиваемых усилий или моментов.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Левин А.В., Алексеев И.И., Харитонов С.А., Ковалев Л.К. Электрический самолет: от идеи до реализации. М.: Машиностроение, 2010. 288 с.
2. Геращенко А.Н., Постников В.А., Самсонович С.Л. Пневматические, гидравлические и электрические приводы летательных аппаратов на основе волновых исполнительных механизмов: Учебник. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 548 с.
3. Пат. 2281597 РФ. Силовой минипривод / С.А. Константинов, С.Л. Самсонович, В.Г. Стеблецов, В.С. Степанов. Оpubл. бюл. № 22 за 2006 г.
4. Пат. 2408125 РФ. Силовой минипривод подвижной аэродинамической поверхности летательного аппарата / Ю.Г. Оболенский, С.Л. Самсонович, В.С. Степанов. Оpubл. бюл. № 36 за 2010 г.
5. Пат. 2265147 РФ. Исполнительный механизм на основе волновой передачи поступательного действия / С.Л. Самсонович, С.А. Константинов. Оpubл. бюл. № 33 за 2005 г.

## ВОЗМОЖНОСТЬ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЙ ВЕРТОЛЕТОВ С ПРОВОДАМИ ВЫСОКОВОЛЬТНЫХ ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧ ПУТЕМ ИХ ОБНАРУЖЕНИЯ ПО СОЗДАВАЕМОМУ ИМИ МАГНИТНОМУ ПОЛЮ

*А.А.Скрипкин, докт. техн. наук; Б.К.Сивяков, докт. техн. наук;  
О.С.Аврясова (Саратовский государственный технический  
университет имени Ю.А. Гагарина)*

Рассмотрены и проанализированы способы предотвращения столкновений вертолетов на малой высоте с малоразмерными препятствиями. Предложен перспективный способ обнаружения линий электропередач на борту вертолета по создаваемому электромагнитному полю.

**Ключевые слова:** вертолет, полет на малой высоте, малоразмерные препятствия, столкновения, линии электропередач, электромагнитное поле.

ON THE POSSIBILITY OF COLLISION AVOIDANCE OF HELICOPTERS WITH HIGH-VOLTAGE LINES BY DETECTING THEM ACCORDING TO THE GENERATED MAGNETIC FIELD.

*A.A.Skripkin, Dr.Tech.Sc.; B.K.Sivjakov, Dr.Tech.Sc.; O.S.Avrjasova.*

Ways of avoidance of collisions of helicopters with small-sized obstacles in low-altitude flight are considered and analyzed. A promising method for detecting power lines on the helicopter board by the generated electromagnetic field is offered.

**Key words:** helicopter, low-altitude flight, small-sized obstacles, collisions, power lines, electromagnetic field.

По оценкам специалистов по авиационной безопасности, более 10% аварий с вертолетами в режиме маловысотного полета происходит из-за столкновения с линиями электропередач, опорами, трубами, растяжками ретрансляторов. Серьезную опасность представляют высоко расположенные работающие линии электропередач (ЛЭП) высокого напряжения, которые мало заметны при плохих метеословиях.

«Пассивные» системы защиты вертолетов (резаки и защитные обтекатели) – самое простое и дешевое решение проблемы столкновения с проводами, они сертифицированы и активно используются на вертолетах многих типов. Однако наряду с «пассивными» средствами защиты, разрабатываются и «активные» устройства обнаружения кабелей и проводов и предупреждения эки-

пажей об опасности столкновения.

Специалисты многих стран проводили разнообразные исследования по обнаружению линий электропередач с помощью РЛС в миллиметровом диапазоне волн. Так, в качестве линии передачи электрической энергии, облучаемой РЛС, рассматривается линия типа ACSR 810 номинальной площадью сечения алюминиевого (со стальными нитями прочности) скрученного многожильного кабеля 810 мм<sup>2</sup>. Измерения проводились на частотах 35 ГГц и 94 ГГц [1].

Существуют и автономные системы предупреждения пилота вертолета об опасности столкновений с препятствиями. Как правило, они разработаны на основе активной радиолокационной станции сантиметрового (или более коротковолнового) диапазона [2]. Однако подобные системы не могут эффек-

тивно использоваться для обнаружения ЛЭП, поскольку площадь рассеяния проводов очень мала (особенно в сантиметровом диапазоне длин волн). В связи с этим отраженный от них сигнал будет практически неразличим на фоне отражений от подстилающей поверхности.

Одной из разработок в миллиметровом диапазоне является бортовая обзорная РЛС 3-мм диапазона (ЛНИРИ, Украина), которая предназначена для предупреждения столкновений носителей РЛС со стационарными и движущимися препятствиями. Дальность обнаружения проводов высоковольтных линий электропередач диаметром 10 мм при испытаниях составила не менее 700 м. Однако такая обзорная РЛС дорогостояща и имеет большие габаритные размеры и массу.

Радиолокационные системы посылают зондирующие сигналы. Эти сигналы могут быть использованы для обнаружения вертолета и для наведения на него различного оружия. Поэтому все известные радиолокационные системы предупреждения об опасности столкновений с ЛЭП малоэффективны: вертолет становится уязвимым для оружия противника, так как излучает зондирующие сигналы.

Для обнаружения работающей ЛЭП во время маловысотного полета возможно использование более дешевого пассивного способа. Поскольку ЛЭП является источником электромагнитного излучения: низкочастотного – магнитного и электрического полей промышленной частоты и высокочастотного – коронного разряда проводов и разрядов на изоляторах ЛЭП, последние усиливаются в условиях плохой видимости.

Предотвращение столкновений вертолета с высоковольтными ЛЭП можно осуществлять с помощью приемного устройства, размещаемого на вертолете [3]. Устройство принимает электромагнитные колебания высоких частот, сравнивает значения принятых сигналов с опорным, и по результатам

сравнения принимается решение по корректировке направления полета вертолета. Однако подобная система ненадежна и требует установки на летательном аппарате дополнительных радиоприемных устройств, что не всегда достаточно просто реализуемо, так как усложняет конструкцию вертолета.

В научно-технической литературе идет активное обсуждение технологии так называемых сверхширокополосных (Ultra Wide Band – UWB) сигналов, которую максимально использует сверхширокополосная радиолокация [4]. UWB-радиолокатор массой примерно 1,4 кг продемонстрировал дальность обнаружения различных объектов, включая автомобили, небольшие деревянные здания, металлические вышки, деревья, в 30–90 м.

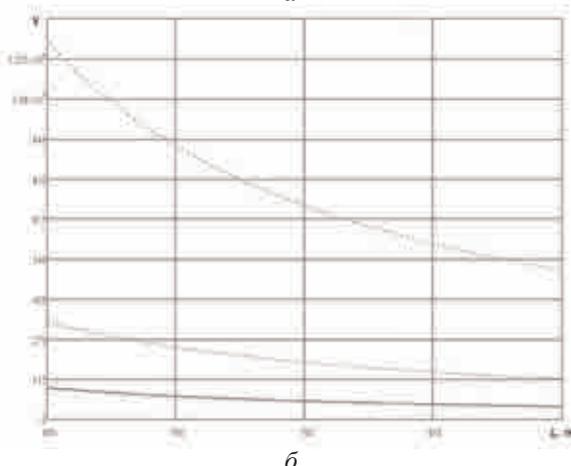
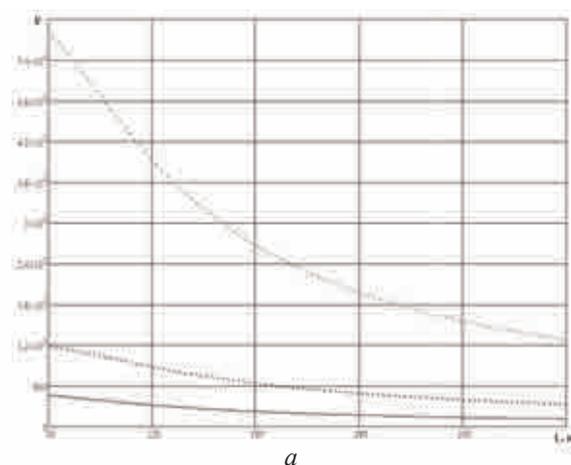
Для обнаружения ЛЭП применяется также инфракрасная техника (внешняя ИК-камера и специальные алгоритмы обработки видеоизображений), но это дорого и неэффективно при плохой видимости. Существующая на сегодняшний день инфракрасная система обнаружения малоразмерных препятствий HELLAS, разработанная фирмой EADS – Division Defence & Security (сегодня – Cassidian) [5], позволяет при плохих погодных условиях отображать на экране монитора в кабине препятствие и дополнительно оповещать о них акустическим сигналом. Во всем мире на вертолетах используется уже около 50 таких систем, в том числе на вертолетах типа ЕС-135 полиции ФРГ. Система состоит из установленного в направлении полета на внутренней части фюзеляжа вертолета лазерного радара, который во время полета работает в импульсном режиме на длине волны 1,5 мкм и охватывает телесный угол 32×32 град. Отражение лазерного луча от препятствия принимается и анализируется в приемном устройстве. Система “HELLAS-A”(W) позволяет определять малоразмерные препятствия при ско-

рости полета до 330 км/ч и отображать их на вспомогательном мониторе в кабине вертолета. В то же время поскольку лазерный радар на основе твердотельного лазера работает в импульсном режиме на частоте, соответствующей коротковолновому (ближнему) ИК-диапазону, при неблагоприятных погодных условиях происходит сильное ослабление, селективное поглощение и рассеивание сигнала лазера парами воды и взвесями в воздухе. Из-за этого устройство начинает функционировать в таких условиях очень неустойчиво и с большими погрешностями. По информации разработчиков, система позволяет определять высоковольтные провода ЛЭП диаметром 1 см на расстоянии до 1000 м. Однако подобная система весит в зависимости от модификации 22 – 27 кг, требует дополнительной мощности источника электропитания до 250 Вт, комплекс устройств имеет значительные габариты и весьма высокую стоимость.

Авторы предлагают использовать магнитометрические датчики для обнаружения магнитного поля ЛЭП на вертолетах в режиме маловысотного полета, применяемые во многих странах для поиска и обнаружения подводных лодок. Чувствительным элементом аппаратуры является магнитометр [6], его, как правило, размещают на ЛА за хвостовым оперением в специальном немагнитном обтекателе.

Сущность предлагаемого способа обнаружения ЛЭП заключается в установке дополнительного магнитометра на вертолет рядом с индукционным датчиком магнитного курса курсовой системы – вертолета, а также в определении параметров собственного магнитного поля подвижного объекта (по разработанной методике) и компенсации его влияния на показания магнитометра. Алгоритмы обработки магнитометрической информации для определения магнитного курса подвижного объекта, идентификации магнитного поля подвижного объекта и со-

ставляющих геомагнитного поля составлены и приведены в работах [7, 8]. Разработанные алгоритмы и методики позволяют при взлете подвижного объекта за несколько секунд осуществить идентификацию собственного магнитного поля летательного аппарата. Это дает возможность точного определения не только магнитного курса подвижного объекта, но и составляющих геомагнитного поля в точке установки трехкомпонентного датчика магнитного курса (магнитометра). Используемый дополнительный магнитометр будет выполнять функцию дублирующего датчика магнитного курса, что в целом повысит надежность курсовой системы вертолета.



— напряжение в ЛЭП 110 кВ; ..... – 220 кВ;  
----- – 500 кВ

**Изменение напряженности магнитного поля ЛЭП в зависимости от расстояния от Земли 50 – 400 м (а) и 400 – 1000 м (б)**

Математическое моделирование, проведенное авторами работ [9, 10], дало следующие результаты по создаваемому магнитному полю ЛЭП (рисунок). Был выбран реальный режим работы линии электропередач – симметричный, когда магнитное поле на значительном удалении от линии минимально. Параметры создаваемого магнитного поля рассчитывались для следующих вариантов:

а) напряжение ЛЭП 110 кВ; тип опоры П-110-3; марка провода – АС 70/11 (минимально допустимая марка провода для опор 110 кВ). Допустимый длительный ток для неизолированных проводов этого типа по ГОСТ 839–80 Е составляет 265 А [10];

б) напряжение ЛЭП 220 кВ; тип опоры У-220-1; марка провода – АС 300/66 (минимально допустимая марка провода для опор 220 кВ). Допустимый длительный ток для неизолированных проводов этого типа по ГОСТ 839–80 Е составляет 690 А [10];

в) напряжение ЛЭП 500 кВ; тип опоры ПБ 2т; марка провода – АС 400/51; расчет производился для расщепленной фазы и трех проводов в пучке, располагаемых по углам равностороннего треугольника, расстояние между проводами составляло величину шести диаметров проводов при диаметре провода 27,5 мм. Допустимый длительный ток для неизолированных проводов этого типа составляет 825 А [10]. Поскольку все три провода, составляющие расщепленную фазу, являются источниками поля, то при моделировании учитывались девять проводов согласно своему расположению. Координаты траверсы принимались за центр равностороннего треугольника.

Отметим, что напряженность магнитного поля ЛЭП при высоте полета, равной высоте расположения проводов над поверхностью Земли, имеет вертикальную составляющую. В отличие от магнитного поля Земли магнитное поле, создаваемое ЛЭП, – переменное, с фиксированной промышленной час-

тотой  $f = 50$  Гц. Это позволяет выделить магнитное поле ЛЭП на фоне магнитного поля Земли. По результатам математического моделирования получено, что на расстоянии 1000 м на высоте расположения проводов при напряжении в ЛЭП 110 – 500 кВ величина магнитного поля, создаваемого ЛЭП, составит соответственно 50 – 500  $\gamma$ .

При этом полученные величины напряженности магнитного поля будут реально регистрироваться бортовым магнитометром вертолета, а расстояние и подлетное время до препятствия в виде ЛЭП являются вполне достаточными для выполнения маневра уклонения в вертикальной плоскости в автоматическом режиме.

Таким образом, существует принципиальная возможность обнаружения линий ЛЭП в режиме маловысотного полета существующими магнитометрическими методами. Поэтому разработка бортовой автоматизированной системы предупреждения столкновений вертолетов в режиме маловысотного полета с ЛЭП на основе магнитометрических датчиков является актуальной и выполнимой задачей, реализуемой с минимальными затратами.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Yamaguchi Hiroyuki, Hayashi Shogo, Kajieara Akihiro // Nihon kokai gakkaiishi= Navigation. 2000. № 146. С. 55–60.
2. Пат. № 3328340 ФРГ, МПК G 01 S 13/93, 1985 г. Система предупреждения летательного аппарата о препятствии / Ф. Йеле.
3. Пат. № 2156985 РФ, МПК G01S13/93, G08G5/04. Способ предотвращения столкновений вертолета с высоковольтными линиями электропередач / Б.А. Войнич, В.Ф. Борисов, Л.И. Пономарев, О.К. Позднякова, Ю.В. Котов, В.Д. Трофимов. Оpubл. 30.10.1998 г.
4. R. J. Fontana et al. An Ultra Wideband Synthetic Vision Sensor for Airborne Wire Detection. – Naval Surface Warfare Center. 2000, USA.
5. Официальный сайт [www.saccidian.com](http://www.saccidian.com).
6. Сотников И.М., Брусенцев Н.А. Авиация против подводных лодок. М.: Воениздат, 1970. 208 с.
7. Пат. № 1633930 РФ, МПК G01C 17/38. Способ определения девиации курсоуказателя подвижного

объекта / Г.М. Проскуряков, А.А. Скрипкин, В.Д. Саюров. Оpubл. 1998 г.

8. Пат. № 1777451 РФ, МПК G01J 3/16. Способ магнитометрической разведки с подвижного поискового аппарата / П.К. Плотников, А.А. Скрипкин, Г.М. Проскуряков, В.Д. Саюров. Оpubл. 1989 г.

9. Сивяков Б.К., Аврясова О.С. Математическое моделирование магнитного поля, создаваемого высоковольтными линиями электропередачи устройств //

Сб. науч. трудов «Техническая электродинамика и электроника». Саратов: СГТУ, 2011. С. 20–24.

10. Аврясова О.С., Сивяков Б.К. Визуальное отображение магнитного поля, создаваемого высоковольтными линиями электропередачи // Современные тенденции в науке: новый взгляд. Сб. науч. трудов по материалам Междунар. заоч. науч.-практич. конф. 29 ноября 2011 г. Тамбов, 2011. Ч. 4. С. 8–9.

## ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ

### ПРАКТИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ВОПРОСАМ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМ ГЛУШЕНИЯ ШУМА АВИАЦИОННЫХ ГТД

*В.Ю.Виноградов, канд. техн. наук (Казанский научно-исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева)*

Рассматривается система глушения шума авиационных ГТД в условиях эксплуатации. Разработанная эффективная система шумоглушения позволяет снижать пульсации на срезе сопла, приводя к снижению уровня шума на выходе двигателя.

**Ключевые слова:** газотурбинный двигатель, шум реактивных двигателей, турбулентные пульсации, характеристики двигателя.

PRACTICAL APPROACH TO DEVELOPMENT OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE NOISE SUPPRESSION SYSTEMS. *V.Yu.Vinogradov, Cand.Techn.Sc.*

The author considers an aircraft GTE noise suppression system under operating conditions. The developed efficient system of noise suppression makes it possible to reduce pulsations at the nozzle section resulting in the noise level reduction at the engine output.

**Keywords:** gas turbine engine, jet engine noise, turbulent pulsations, engine characteristics.

Снижение шума реактивных двигателей – одна из серьезных проблем современной авиации. Шум оказывает вредное влияние на человеческий организм, ухудшает также усталостные характеристики деталей конструкций авиационной техники. Необходимость уменьшения шума особенно остро проявляется в случае применения реактивных двигателей на пассажирских самолетах.

С ростом скоростей пассажирских самолетов проблема уменьшения аэродинамического шума авиационных ГТД будет становиться более острой. Шум авиационных ГТД складывается из шумов внутренних агрегатов и узлов (компрессора, турбины, камеры сгорания и др.) и шума выхлопной струи из сопла ГТД. Известно, что наибольший шум возникает от выхлопной струи из

сопла ГТД. Этот аэродинамический шум создается вследствие турбулентного смешения выхлопной струи с окружающим воздухом. Поэтому необходимо создать эффективные системы шумоглушения, устанавливаемые на двигателях летательных аппаратов, не уменьшающие и не снижающие характеристики двигателя (потеря тяги, излишний вес). Падение тяги двигателя при замене обычного сопла шумоглушителем происходит из-за увеличения внутреннего сопротивления каналов шумоглушителя движению выходной струи и др. Она имеет три источника шума с различным механизмом действия: турбулентные пульсации в области смешения потоков; колеблющиеся скачки уплотнения в струе; взаимодействие между скачками уплотнения и турбулентными пульсациями.

На малых скоростях возникают турбулентные пульсации, а скачков уплотнения и их взаимодействия не происходит, они проявляются только на больших скоростях.

Результаты испытания сопел показывают, что реальное направление борьбы с шумами заключается в изменении формы сопла. Однако при этом изменяются характеристики двигателя: уменьшается КПД двигателя, увеличивается вес и т.д. Для уменьшения шума можно также повысить на 2–3 октавы весь диапазон частот за счет полного изменения формы сопла. Высокочастотный шум неприятен, но затухание его в атмосфере происходит быстрее и человек легче его переносит.

Высокочастотная составляющая немного изменяется при изменении формы сопла. Сравним интенсивность шума круглой струи и тонкой кольцевой с одинаковым поперечным сечением. Длина звуковой волны определяется шириной области смешения в любой части струи и величиной средней скорости в этой области. Высокочастотный шум (ВЧ) образуется на расстоянии 2D (двух диаметров) на кромке струи, а низко-

частотный шум (НЧ) – на 6–8D струи в области крупномасштабной турбулентности. А при щелевом сопле НЧ шум образуется на 0,5D щели и ВЧ – на 2D сопле. То есть изменение шума на границах струи показывает, что интенсивность НЧ шумов щелевых сопел заметно уменьшается, а ВЧ шумы поглощаются быстрее из-за вязкости воздуха.

Для снижения уровня аэродинамического шума в широком диапазоне изменения режимных параметров двигателя, а также повышения стабильности характеристик двигателя разработан новый способ глушения шума реактивной струи двигателя путем включения вдува в реактивную струю дополнительного газа. Эту струю вдувают по периферии и параллельно истекающей реактивной струе. При изменении режимов работы двигателя регулируют скорость истечения дополнительной струи. В наших исследованиях скорость истечения дополнительной струи больше скорости набегающего потока и меньше скорости истечения реактивной струи двигателя.[1, 2]. Для глушения аэродинамического шума выхлопной струи авиационного двигателя авторами было разработано устройство, которое включает в себя коллектор с насадком для подачи дополнительной струи газа, расположенный по периферии (рис. 1).

Сопло двигателя 1, насадок 3 с глухой передней стенкой образуют щелевой канал 2 на выходе в плоскости среза сопла. Наса-

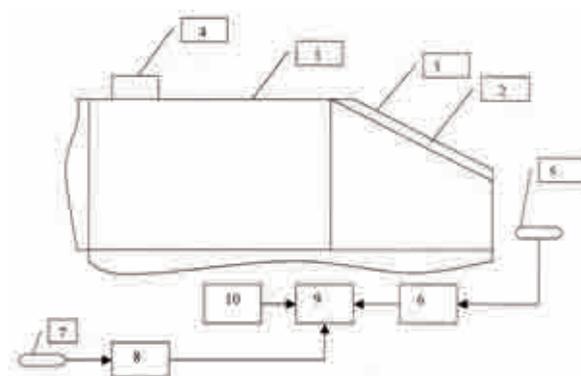


Рис. 1. Структурная схема системы шумоглушения

док 3 и отдельная полость (щелевой канал 2) соединены посредством трубопровода с регулируемым клапаном 4 по кругу двигателя и с отверстиями внутри полости двигателя. Регулировка клапана 4 включает в себя датчик скорости полета 5 с преобразователем 6, соединенным с блоком сравнения 9. Датчик скорости истечения струи 7 соединен с преобразователем 8, который в свою очередь связан с блоком сравнения 9 и с системой управления блоком 10.

Работа системы происходит следующим образом: газ из внутренней полости двигателя попадает в клапана, затем в щелевой канал по кругу сопла двигателя и далее выбрасывается в атмосферу параллельно газовому потоку.

Система управления клапанами обеспечивает скорость истечения газа из щелевого канала при различных условиях полета с учетом характера работы двигателя.

Исследования, проведенные в заглушенной камере (акустическом боксе), показали (рис. 2), что общий аэродинамический шум (уровни звукового давления) при использовании разработанного глушителя шума реактивного двигателя (на модельном образце) падает в среднем на 8–10 % от общего шума.

Разработанные способ и устройство глушения шума позволят снизить уровень шума в широком диапазоне изменения режимных параметров. Кроме того, регулирование скорости истечения дополнительных струй газа при изменении режима работы двигателя может повысить стабильность характеристик двигателя.

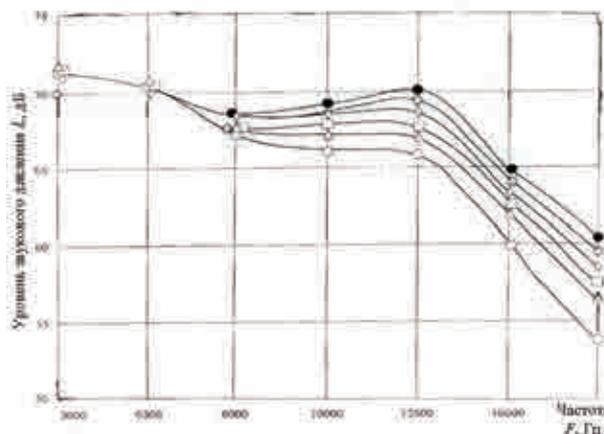


Рис. 2. Распределение уровней звукового давления за различными соплами:

○ – 1 с; Δ – 2 с; □ – 3 с; ◇ – 4 с; ⊙ – 5 с; ● – 6 с

На устойчивых режимах двигатель работает без выдува дополнительной струи из щелевого канала 2. Основная струя эжектирует газ из насадка 3, установленного на сопле двигателя, при этом в нем создается разрежение. Пульсации на границе основной струи двигателя гасятся, так как часть выхлопного газа засасывается в насадок, в котором создается область разрежения. При этом повышается устойчивость течения в выхлопной струе и улучшаются характеристики двигателя, а снижение пульсаций на срезе сопла приведет к снижению уровня шума на выходе сопла двигателя.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Виноградов В.Ю.** Диагностирование технического состояния авиационных ГТД по акустическим и газодинамическим параметрам. Казань: КГТУ, 2004. 176 с.
2. **Виноградов В.Ю.** Диагностика состояния газотурбинных двигателей в условиях аэродромного базирования // Изв. вузов. Авиационная техника. 2000. № 2. С. 32–35.

## НОВЫЕ ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ СИНТЕТИЧЕСКИЕ АВИАЦИОННЫЕ РАБОЧИЕ ЖИДКОСТИ

*В.И.Бабкин*<sup>1</sup>, канд. техн. наук; *А.А.Алексашин*<sup>2</sup>, канд. эконом. наук;  
*Л.С.Яновский*<sup>1</sup>, докт. техн. наук; *С.В.Дунаев*<sup>2</sup>, канд. воен. наук;  
*А.Ф.Хурумова*<sup>2</sup>, канд. техн. наук

<sup>1</sup> *Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова*

<sup>2</sup> *Научно-исследовательский институт стандартизации и унификации*

Представлены разработанные отечественные синтетические рабочие жидкости нового поколения, определены их достоинства и недостатки в сравнении с существующими отечественными и зарубежными аналогами.

**Ключевые слова:** синтетические рабочие жидкости, гидравлические масла.

NEW RUSSIAN SYNTHETIC AVIATION HYDRAULIC FLUIDS. *V.I.Babkin, Cand.Techn.Sc;*  
*A.A.Aleksashin, Cand.Econom.Sc;* *L.S.Yanovskiy, Dr.Techn.Sc;* *S.V.Dunaev, Cand.Milit.Sc;*  
*A.F.Hurumova, Cand.Techn.Sc.*

The article presents a new generation of domestic synthetic hydraulic fluids, their strengths and weaknesses are determined in comparison with the existing domestic and foreign counterparts.

**Keywords:** synthetic hydraulic fluid, hydraulic oils.

В настоящее время большинство авиационных рабочих жидкостей (РЖ) вырабатывают на основе нефтяных масел, получаемых с использованием экстракционных и гидрокаталитических процессов.

Основной недостаток нефтяных РЖ – высокая пожаровзрывоопасность и склонность к механической деструкции. Из-за этого при эксплуатации воздушных судов ухудшаются вязкостно-температурные свойства, повышается пено- и шламообразование РЖ, а также снижается ресурс гидроагрегатов и гидросистем [1–3].

Для обеспечения современных воздушных судов конкурентоспособными отечественными РЖ разработана и изготовлена новая отечественная рабочая жидкость АСГИМ.

АСГИМ (авиационное синтетическое гидравлическое масло) – первая полностью синтетическая отечественная РЖ, ее вязкость 9 мм<sup>2</sup>/с при 50 °С. Жидкость содер-

жит усовершенствованный пакет функциональных присадок (загущающую, антиокислительную, противоизносную и антипенную присадки, ингибитор коррозии, краситель и др.). Разработанная РЖ АСГИМ имеет эксплуатационные свойства значительно выше, чем эти свойства у традиционно применяемых РЖ (см. рисунок).

По результатам исследований установлено, что АСГИМ значительно превосходит зарубежные аналоги FH-2 и FH-42 по вязкостно-температурной характеристике (табл. 1). Так, обладая вязкостью 9 мм<sup>2</sup>/с при 50 °С, АСГИМ на порядок превосходит зарубежные аналоги FH-2 по вязкости при –60 °С и масло FH-42, специально разработанное для применения в северных условиях. Для АСГИМ характерны меньшие температуры вспышки, воспламенения и самовоспламенения. По гидролитической стабильности масло АСГИМ превосходит зарубежные аналоги.



Эксплуатационные свойства АСГИМ и АМГ-10 с присадками винипол (\*) и вископлекс (\*\*)

Полностью негорючую жидкость создать невозможно, поэтому требования негорючести были заменены требованиями пожаровзрывобезопасности. Перспективными базовыми компонентами пожаровзрывобезопасных РЖ являются эфиры фосфорной кислоты, так как они огнестойки, удовлетворительно сочетают термостабильность,

Таблица 1

Характеристики рабочей жидкости АСГИМ и зарубежных аналогов

Показатель	Марка РЖ		
	АСГИМ	FN-2	FN-42
Вязкость кинематическая, мм <sup>2</sup> /с, при	125 °C	2,89	1,51
	50 °C	9	5,23
	-60 °C	3591	5371
Температура, °C:	вспышки	151	170
	воспламенения	162	186
	самовоспламенения	177	383
Реакция водного слоя (рН)	8,27	8,61	8,76
Изменение кинематической вязкости при 50 °C, %	0	1,14	-1,15

вязкостно-температурные и смазывающие свойства. К недостаткам таких РЖ относятся высокая токсичность, химическая агрессивность и неудовлетворительная совместимость с углеводородными маслами [4]. В настоящее время эти РЖ применяют в большинстве гидравлических систем воздушных судов гражданской авиации (Ту-214, Ил-114, Бе-200).

На ранней стадии использования пожаровзрывобезопасных жидкостей в авиационных гидравлических системах имели место проблемы, вызванные гидролизом фосфатных соединений, так как образующиеся при этом производные фосфорной кислоты обладают высокой коррозионной агрессивностью. Для предотвращения гидролиза в композицию РЖ вводят присадки, препятствующие разложению эфиров фосфорной кислоты.

Исследования по разработке РЖ на фосфатных основах проводились компаниями Monsanto и Chevron, а также в ИНЭОС РАН, ВИАМ и ГосНИИ ГА. За рубежом эти работы проводились совместно с авиастроительными компаниями Douglas и Boeing, а в нашей стране – с ОКБ Туполева, ОКБ Илью-

шина, с агрегатными заводами «Родина», «Вперед» и «Рубин». Результатами работ стало внедрение РЖ на основе сложных эфиров фосфорной кислоты в практику эксплуатации воздушных судов. Была разработана отечественная фосфатная жидкость НГЖ-5у, обладающая в сравнении с ранними улучшенными антиокислительными, антикоррозионными и противозерозионными свойствами. Длительное применение жидкости НГЖ-5у в гидросистемах самолетов выявило ряд ее недостатков – вследствие деструкции фосфатных соединений в процессе эксплуатации наблюдались высокая эрозионная агрессивность и низкая устойчивость к гелеобразованию, что служило причиной отказов и неисправностей гидроагрегатов, сокращало срок службы их и снижало безопасность полетов. Поэтому в настоящее время НГЖ-5у практически не применяется. К примеру, при эксплуатации самолетов типа Ту-204 рекомендуется использовать Skydrol LD-4 в качестве основной жидкости, а НГЖ-5у – в качестве дублирующей [5].

Основными направлениями научно-исследовательских работ по совершенствованию фосфатных РЖ являются повышение термоокислительной и термической стабильности; улучшение гидролитической стабильности; расширение диапазона рабочих температур.

Для повышения конкурентоспособности отечественных фосфатных жидкостей НИИСУ совместно с ЦИАМ, 25 ГосНИИ Минобороны, ВНИИ НП и др. разработали новую отечественную рабочую жидкость ВГЖ. Опытно-промышленная партия ВГЖ изготовлена в ОАО «НК «Роснефть» – МЗ «Нефтепродукт».

ВГЖ (взрывопожаробезопасная гидравлическая жидкость) – это новейшая отечественная РЖ вязкостью 9 мм<sup>2</sup>/с при 50 °С на основе смеси сложных эфиров фосфорной кислоты. Эта жидкость сохраняет термо-

Таблица 2

**Характеристики фосфатных рабочих жидкостей**

Показатель	Марка РЖ	
	ВГЖ	НГЖ-5у
Плотность при 20 °С, г/см <sup>3</sup>	1,0034	1,0120
Вязкость кинематическая при –60 °С, мм <sup>2</sup> /с	2840	3625
Кислотное число, мг КОН/г	0,01	0,02
Температура вспышки в открытом тигле, °С	160	182
Диаметр пятна износа, мм	0,51	0,46
Объем столба пены при 24 °С, мл: после 5 мин аэрации после 10 мин отстаивания	220 0	200 0
Стабильность вязкости после озвучивания масла на ультразвуковой установке в течение 60 мин, %	23,2	16,8
Термоокислительная стабильность при 150±1 °С в течение 100 ч		
Вязкость кинематическая при –60 °С после окисления, мм <sup>2</sup> /с	3224	3955
Кислотное число после окисления, мг КОН/г	0,03	0,02
Гидролитическая стабильность		
Изменение кислотного числа, мг КОН/г	0,24	0,72
Реакция водного слоя (рН)	4,0	3,96
Коррозия меди М-1, мг/см <sup>2</sup>	0	–0,24
Изменение вязкости при 50 °С, %	–2	–2

окислительную и гидролитическую стабильность. В результате исследований, проведенных в ЦИАМ, установлено, что по этим показателям ВГЖ превосходит НГЖ-5у (табл. 2). Так, ВГЖ обладает меньшей вязкостью при –60 °С после окисления, кислотное число окисленных масел находится в пределах сходимости. По показателям гидролитической стабильности ВГЖ имеет лучшие показатели изменения кис-

лотного числа, рН и коррозии меди. Достигнутые улучшения получены изменением состава базовой смеси эфиров и применением импортной присадки, противодействующей их деструкции. Но ВГЖ, в сравнении с НГЖ-5у, обладает меньшей температурой вспышки, повышенной вспениваемостью, сниженной противоизносной способностью и меньшей стабильностью после озвучивания.

Итак, рабочие жидкости АСГИМ и ВГЖ – это шаг вперед в обеспечении авиатехники высококачественными отечественными маслами. Однако производство этих РЖ еще не налажено.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Раскин Ю.Е., Квитницкая Г.П., Кузнецов Н.В. и др.** Стабильность вязкости и ресурс работы в гидросистемах жидкостей с полимерными присадками // ХТТМ. 1981. № 1. С. 59–61.
2. **Раскин Ю.Е., Денисов Ю.И., Вижанков Е.М. и др.** Диагностика и контроль ресурса применения рабочих жидкостей в гидросистемах авиационной техники // Контроль. Диагностика. 2004. № 5. С. 3–4.
3. **Никитин О.Ф.** Рабочие жидкости гидроприводов. Классификация, свойства, рекомендации по выбору и применению. М.: Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 152 с.
4. **Хаттон Р.Е.** Жидкости для гидравлических систем / Пер.с англ. / Под ред. В.В. Вайнштока. М.: Химия, 1965. 364 с.
5. ОАО «Туполев» информирует. URL: [http://www.tupolevservis.ru/product/quality/skydrol\\_ngz\\_5y.shtml](http://www.tupolevservis.ru/product/quality/skydrol_ngz_5y.shtml) (дата обращения 27.12.2012).
6. **Яновский Л.С., Ежов В.М., Молоканов А.А. и др.** Отечественные и зарубежные смазочные масла для авиационных двигателей // Мир нефтепродуктов. Вестник нефтяных компаний. 2012. № 9. С. 2–6.

## МЕТОД СНИЖЕНИЯ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ПИРОМЕТРАМИ ЧАСТИЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

*В.В.Плихунов, докт. техн. наук; О.М.Орешкин*  
(ОАО “Национальный институт авиационных технологий”)

Предложен метод коррекции показаний пирометра, основанный на учете зависимости излучательной способности нечерных тел от температуры. Приведен пример вычисления уточненного значения температуры для железоникелевого сплава ЭИ787.

**Ключевые слова:** пирометрия, излучательная способность, длина волны излучения, итерационный метод, погрешность измерения.

A METHOD FOR REDUCTION IN ERROR OF TEMPERATURE MEASUREMENT BY PARTIAL RADIATION PYROMETERS. *V.V.Plikhunov, Dr.Techn.Sc; O.M.Oreshkin.*

A method for correction pyrometer reading based on consideration of a relationship between the non-blackbody radiating capacity and the temperature is suggested. An example of computation of a revised temperature value for the EI787 iron-nickel alloy was made.

**Keywords:** pyrometry, radiating capacity, emission wavelength, iteration method, error of measurement.

Измерение температуры – важный, широко применяемый способ контроля технологических процессов в научно-исследовательской и производственной практике. Для многих процессов, предусматривающих термическое модифицирование поверхности детали: электронно-лучевой обработки, ионно-вакуумного напыления, лазерного полирования [1–3], – определение температуры в зоне обработки в режиме реального времени становится неотъемлемой частью системы контроля технологического процесса.

Одним из основных способов измерения температуры является пирометрия. Благодаря своим преимуществам: возможности бесконтактного измерения, малому времени отклика приборов, широкому динамическому

диапазону, высокой повторяемости – пирометры широко используются в различных областях современной промышленности.

Принцип действия пирометра основан на регистрации теплового излучения физических тел. Одним из наиболее распространенных типов приборов, применяемых в научно-производственной практике, являются пирометры частичного излучения [4], которые измеряют мощность теплового излучения в определенном спектральном диапазоне.

При измерении температуры каждого объекта необходимо учитывать параметры, которые влияют на излучательную способность объекта – отношение мощности излучения объекта к мощности излучения абсолютно черного тела при той же температуре.

В общем случае излучательная способность объекта зависит от температуры объекта, длины волны, на которой проводится измерение, и состояния поверхности объекта (шероховатость, наличие оксидных пленок и т.п.).

Погрешность  $\delta T$  измеренного значения температуры, возникающая в результате неточности определения излучательной способности, вычисляется по формуле [4]:

$$\frac{\delta T}{T} = -\frac{1}{4} \frac{\delta \varepsilon}{\varepsilon}, \quad (1)$$

где  $T$  – измеренная температура исследуемого объекта;  $\varepsilon$  – излучательная способность объекта. Допустим, что заданная излучательная способность объекта, при которой измеряется температура, равна 0,3, а измеренная пирометром температура объекта составляет 630 °С. К примеру, если излучательная способность объекта при данной температуре равна 0,1, то составляющая погрешности измерения из-за неправильной оценки излучательной способности составляет 166 °С. Приведенный пример хорошо иллюстрирует важность правильной оценки излучательной способности объекта.

Несмотря на существующий источник погрешности измерения, производители пирометров частичного излучения не предлагают методов для ее снижения. Кроме этого, актуальность задачи уточнения температуры возрастает при измерении ее в широком диапазоне значений, внутри которого излучательная способность объекта может значительно варьироваться. Так, согласно данным справочника [5], излучательная способность полированного никеля при температуре 25 °С составляет 0,068, тогда как при температуре 1000 °С она равна 0,179. Для снижения погрешностей авторы разработали метод коррекции результатов измерений температуры с помощью пирометра путем определения излучательной способности как функции от температуры  $\varepsilon = f(T)$ . Эта

функция получена экспериментально. В общем случае, излучательная способность имеет свою спектральную характеристику, то есть зависит от длины волны  $\varepsilon = f(\lambda, T)$ . Причем значение излучательной способности металлов заметно меняется в зависимости от того, какой спектральный диапазон используется при измерении конкретным прибором. Из-за сложности определения спектральной характеристики излучательной способности принято допущение, что внутри измеряемого спектрального диапазона излучательная способность не зависит от длины волны излучения, то есть является только функцией от температуры  $\varepsilon = f(T)$ . Такое допущение в значительной степени оправдано тем, что в используемом узком спектральном диапазоне (например, ширина полосы пропускания для прибора ИМРАС IP140 составляет 0,8 мкм [6]) изменение излучательной способности невелико. Следует отметить, что необходимым условием снижения погрешности измерения является достоверно установленная функция  $\varepsilon = f(T)$ . При ее определении рекомендуется использовать ту же марку пирометра и то же состояние поверхности, которое будет использоваться при измерении температуры. Также следует учесть, что измерения следует проводить при параметрах окружающей среды, наилучшим образом соответствующих технологическому процессу, параметром контроля которого будет являться измеренная температура.

Коррекция температуры может быть осуществлена по ниже приведенному алгоритму.

В соответствии с законом Планка [7] интегральная энергетическая светимость  $R$  в заданном спектральном диапазоне является функцией только температуры:

$$R(T) = \varepsilon(T) \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} r(\lambda, T) d\lambda =$$

$$= c_1 \varepsilon(T) \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{1}{\lambda^5} \frac{1}{e^{\frac{c_2}{T\lambda}} - 1} d\lambda, \quad (2)$$

где  $r(\lambda, T)$  – спектральная плотность энергетической светимости тела;  $c_1, c_2$  – первая и вторая радиационные постоянные соответственно [7];  $\varepsilon(T)$  – излучательная способность тела как функция от температуры для данного спектрального диапазона;  $\lambda$  – длина волны излучения;  $\lambda_1, \lambda_2$  – границы спектрального диапазона (для определенной марки пирометра частичного излучения).

При вычислении уточненного значения температуры необходимо вычислить значение интегральной энергетической светимости  $R_{\Pi}$ , полученное из данных измерения пирометром:

$$R_{\Pi} = c_1 \varepsilon_3(T) \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{1}{\lambda^5} \frac{1}{e^{\frac{c_2}{T_{\Pi}\lambda}} - 1} d\lambda, \quad (3)$$

где  $\varepsilon_3$  – заданное перед процессом измерения фиксированное значение излучательной способности;  $T_{\Pi}$  – измеренное пирометром значение температуры.

Для поиска уточненного значения температуры вводится функция

$$R_{\Delta}(T) = c_1 \varepsilon(T) \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{1}{\lambda^5} \frac{1}{e^{\frac{c_2}{T\lambda}} - 1} d\lambda - R_{\Pi}. \quad (4)$$

Корень функции  $R_{\Delta}(T)$  и будет являться скорректированным значением температуры с учетом известной функции  $\varepsilon = f(T)$ , полученной, как было указано выше, экспериментально. Корень функции  $R_{\Delta}(T)$  можно найти традиционными приближенными методами на отрезке, соответствующем возможному диапазону изменения температур из нелинейного уравнения:

$$c_1 \varepsilon(T) \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{1}{\lambda^5} \frac{1}{e^{\frac{c_2}{T\lambda}} - 1} d\lambda - R_{\Pi} = 0. \quad (5)$$

Так, в математической оболочке MATLAB [8] для численного решения нелинейных уравнений используется один из трех

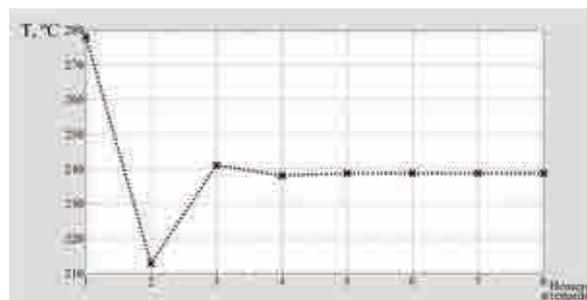


Рис. 1

наиболее известных итерационных методов: метод половинного деления, метод секущих и метод обратной квадратичной интерполяции [9]. Для оптимизации вычислительного процесса и сокращения времени расчетов в соответствии с алгоритмом, приведенным в работе [9], используется комбинация трех методов. Пример работы итерационного алгоритма нахождения корня уравнения (5) представлен на рис. 1.

Проверка изложенного метода температурной коррекции была проведена на образце из полированного никелевого сплава ЭИ787 шероховатостью  $Ra = 0,8$  мкм. Для проверки использованы: пирометр частичного излучения ИМРАС IP140, измеряющий в спектральном диапазоне с границами  $\lambda_1 = 2,0$  мкм,  $\lambda_2 = 2,8$  мкм; цифровой термометр ИМ325 для измерения температуры эталонным способом; хромель-алюмелевая термопара типа К в качестве датчика. Измерения проводились в воздушной среде при  $20^\circ\text{C}$ .

Первоначально была определена зависимость излучательной способности материала от температуры, измеренной эталонным способом с помощью термопары  $\varepsilon_e = f(T_T)$ .

Пирометром и термопарой одновременно была измерена температура контрольного полированного образца из никелевого сплава ЭИ787. Диапазон изменения температуры составил  $160 - 320^\circ\text{C}$ . Для измерения температуры пирометром произвольно была задана излучательная способность  $\varepsilon_e = 0,25$ . В результате измерений температура, изме-

ренная пирометром  $T_{\text{п}}$ , и температура, измеренная термопарой  $T_{\text{т}}$ , были поставлены в однозначное соответствие по времени и точке измерения.

На следующем этапе по формуле (3) для каждого значения температуры  $T_{\text{п}}$  была рассчитана интегральная светимость  $R_{\text{п}}$ . Поскольку  $R_{\text{п}}$  – объективный параметр излучения, регистрируемый пирометром, а температура  $T_{\text{т}}$  принята за эталонную, значение излучательной способности, соответствующее эталонному методу, было вычислено по формуле

$$\varepsilon_e = \frac{R_{\text{п}}}{c_1 \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{1}{\lambda^5} \frac{1}{e^{\frac{c_2}{T_{\text{т}}\lambda}} - 1} d\lambda}. \quad (6)$$

Таким образом, для каждого значения измеренной температуры  $T_{\text{т}}$  получено свое значение излучательной способности, то есть функция  $\varepsilon_e = f(T_{\text{т}})$ . Эти экспериментальные данные (рис. 2) были аппроксимированы полиномом первой степени:

$$\varepsilon_e = 0,00144T_{\text{т}} - 0,193. \quad (7)$$

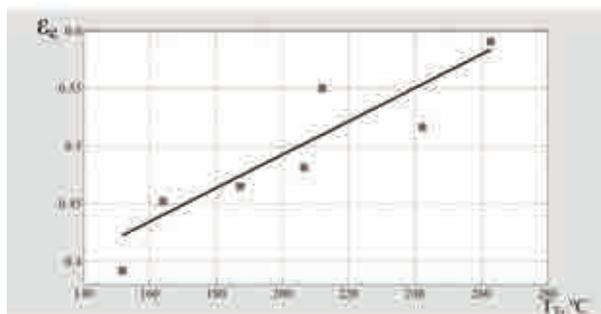


Рис. 2

Далее функция  $\varepsilon_e = f(T_{\text{т}})$  была применена для коррекции температуры полированных образцов из сплава ЭИ787, измеренной пирометром ИМРАС IP140 (в том числе, и для построения итерационного графика (см. рис. 1)). Полированный образец был нагрет расфокусированным лазерным излучением до температуры 265 °С. Нагрев до более высоких температур в условиях воздушной атмосферы невозможен из-за окислительного процесса на поверхности образца. При

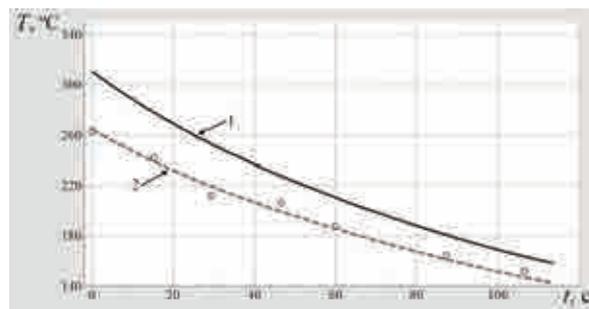


Рис. 3

остывании образца температура измерялась пирометром (рис. 3, кривая 1). Для каждой точки кривой 1 была проведена коррекция температуры по вышеприведенному алгоритму, в частности, численного решения уравнения (5) с применением функции (7) (см. рис. 1). Результат коррекции представлен на рис. 3 (кривая 2). На этом же рисунке точками отмечены значения температур, полученные с помощью термопары. Как видно из рис. 3, результаты представленных исследований показали хорошее соответствие показаний пирометра после проведения коррекции и данным, полученным с помощью эталонной термопары.

Экспериментальная проверка показала, что предложенный метод коррекции показаний пирометра уменьшает погрешность измерения, обусловленную несовершенством задания излучательной способности тела. Использование предлагаемого метода снижения погрешности измерения температуры пирометрами частичного излучения особенно необходимо, когда температура объекта в процессе измерения меняется в широком диапазоне варьирования излучательной способности тела. Важным аспектом применения данного метода коррекции является использование в расчетах достоверной зависимости излучательной способности от температуры  $\varepsilon = f(T)$ , полученной экспериментально.

#### ЛИТЕРАТУРА

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

плазменной обработки // *Авиационная промышленность*. 2010. №2. С. 23–27.

2. **Коваленко А.В.** Автоматизация управления параметрами электронного луча (на примере триодной прямонакальной электронно-лучевой пушки) // *Автоматизация в промышленности*. 2012. № 5. С. 34–35.

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. **Zhang Z.M., Tsai B.K., Machin G.** Radiometric Temperature Measurements. I. Fundamentals // Elsevier Inc. 2010. P. 20.

5. Излучательные свойства твердых материалов. Справочник / Под ред. А. Е. Шейндлина. М.: Энергия, 1974. 295 с.

6. **IP 140 IPE 140** Datasheet // LumaSense Technologiesl Rev. – 2010.

7. **Гаррисон Т.Р.** Радиационная пирометрия. М.: Мир, 1960. С. 36–38.

8. An Engineer's Guide to MATLAB. Third Edition // Pearson Education – New Jersey 07456 – 2011. 823 p.

9. **Forsythe G.E., Malcolm M.A., Moler C.B.** Computer Methods for Mathematical Computations // Prentice-Hall, Englewood Cliffs, N.Y., 1977.

## ЯЧЕИСТЫЙ ЗАПОЛНИТЕЛЬ ДЛЯ МНОГОСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ В УЗЛАХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*А.Г.Захаров (ОАО «Пермский завод «Машиностроитель»»)*

Рассмотрены конструкции многослойных панелей с ячеистым наполнителем из полимерных композиционных материалов. Приведены результаты акустических и механических испытаний полунатурных образцов панелей и примеры практического использования ячеистого наполнителя в узлах авиационного двигателя.

**Ключевые слова:** ячеистый наполнитель, полимерные композиционные материалы, звукопоглощающая конструкция, прочностные свойства.

HONEYCOMB CORE FOR MULTILAYERED STRUCTURES IN AIRCRAFT ENGINE ASSEMBLIES.

*A.G.Zakharov.*

The structures of multilayered panels with honeycomb core of polymeric composite materials are considered. Results of acoustic and mechanical tests of scaled-down panel samples and examples of practical use of the cellular core in aircraft engine assemblies are given.

**Keywords:** honeycomb core, polymer composite materials, sound-absorbing structure, strength properties.

В связи с изменяющимися требованиями к самолетам (увеличение полезной нагрузки, расстояний и скоростей) изменились и требования к авиационным конструкциям. В применяемых многослойных конструкциях пространство между двумя тонкими прочными обшивками (несущими слоями) заполнено более легким материалом. Такая многослойная панель способна выдерживать более значительные изгибающие нагрузки, чем соединенные две несущие обшивки без наполнителя. Кроме того, эта многослойная конструкция остается легкой,

так как наполнитель имеет небольшую плотность. Многослойная конструкция обладает большими жесткостью на изгиб и прочностью, чем лист обшивки, соответствующий ей по весу. Многослойные конструкции в значительной степени могут поглощать шум за счет наличия перфорации.

В ОАО «Пермский завод «Машиностроитель»» разработаны новые звукопоглощающие конструкции (ЗПК) из полимерных композиционных материалов. В них наполнитель выполнен в виде ячеек. Используется трикотажный материал или ткань. ЗПК

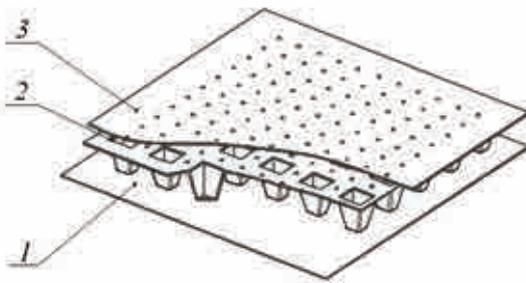


Рис. 1. ЗПК с ячеистым наполнителем из трикотажного материала

из трикотажного материала (рис. 1) представляет собой многослойную конструкцию, имеющую внутренний наполнитель 2 с выдавленными в нем углублениями (ячейками), имеющими форму усеченных пирамид определенного размера и объема. Снаружи к наполнителю 2 крепятся листовые оболочки 1 и 3, образуя жесткую многослойную конструкцию, при этом одна из оболочек имеет перфорацию. На рис. 2 представлен ячеистый наполнитель из ткани. Это сборная конструкция, где в гофрированный профиль 2, имеющий поперечные пазы, выполненные под углом  $90^\circ$  к формообразующей линии этого профиля, жестко крепится ответный гофрированный профиль 1. С внутренней стороны конструкции к гофрированному профилю жестко крепится листовая оболочка 3 с перфорацией. В данной конструкции ответный гофрированный профиль выполняет функции внутреннего наполнителя и наружной силовой оболочки конструкции, что уменьшает трудоемкость изготовления многослойной конструкции и ее вес [1].

Предлагаемые ячеистые конструкции имеют ряд преимуществ по сравнению с традиционными сотовыми и трубчатыми (канальными) наполнителями.

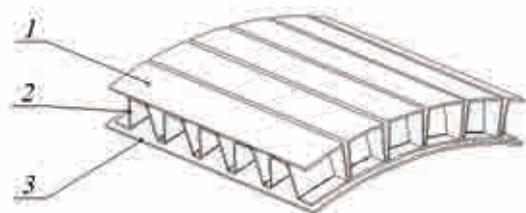


Рис. 2. ЗПК с ячеистым наполнителем из ткани

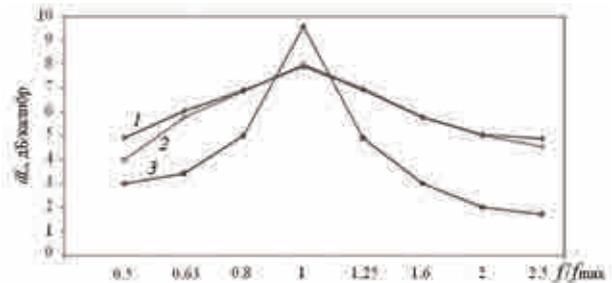
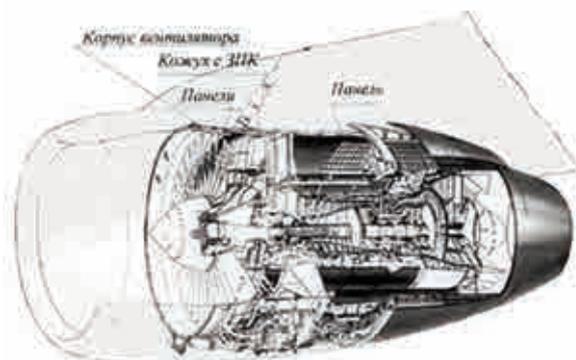


Рис. 3. Акустические характеристики ЗПК различных типов:  
1 – ЗПКМ; 2 – З-гофр; 3 – соты

Акустическая эффективность ячеистых ЗПК проверена на установках «Канал с потоком» в ФГУП «ЦАГИ» и ФГУП «ЦИАМ». В целом, акустические характеристики ячеистых ЗПК близки к ЗПК с сотовым наполнителем (рис. 3). Акустические испытания показали хорошую эффективность новой конструкции в области высоких частот (2000 – 4000 Гц при скоростях потока воздуха  $M = 0,325$  и 2500 – 5000 Гц при  $M = 0,425$ ), причем в максимумах частотной характеристики величина затухания практически совпадает с максимально возможным затуханием [2].

Тип наполнителя		трубчатый	ячеистый
Плотность, $\text{кг/м}^3$		390	310
Эффективный предел прочности, МПа	при растяжении	11,42	17,87
	при продольном сжатии	2,59	7,33

Сравнительные испытания однослойных и двухслойных панелей с ячеистым и серийно изготавливаемым трубчатым наполнителем, проведенные по методике [3], показали более высокие механические характеристики панелей с ячеистым наполнителем (таблица). Поэтому они могут конкурировать с традиционными наполнителями при изготовлении рулей высоты, закрылков, тормозных щитков, панелей крыла, панелей интерьера салона, элементов звукопоглощающих конструкций (ЗПК) обшивок дви-



**Рис. 4. Установка панелей из полимерных композиционных материалов с элементами ЗПК в двигателе ПС-90А**

гателя и т.д. Детали авиационных двигателей с ячеистыми наполнителями из композиционных материалов могут обеспечивать требуемые запасы прочности и эксплуатационного ресурса [4–6].

С применением ячеистого наполнителя была изготовлена опытная панель вентилятора из стеклопластика ВПС-34 для двигателя ПС-90А.

Изготовленная панель установлена в корпус вентилятора на стендовый технологический двигатель ПС-90А для проведения ресурсных испытаний (рис. 4).

Сравнительный анализ технологического процесса изготовления в ОАО «ПЗ «Машиностроитель»» панели вентилятора с ЗПК на основе традиционного трубчатого и предлагаемого ячеистого наполнителя показал снижение трудоемкости на 20 % при использовании ячеистого [1].

Применение ячеистого ЗПК позволяет механизировать процесс изготовления, снизить вес изделия, повысить прочностные характеристики, поэтому может быть применен при изготовлении авиационных конструкций взамен традиционных сотовых и трубчатых (канальных).

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Захаров А.Г.** Технология изготовления ячеистых звукопоглощающих конструкций из полимерных композиционных материалов: Сб. науч. статей «Механика и процессы управления» (Миасс.: РАН, 2011). С. 38–43.
2. **Аношкин А.Н., Захаров А.Г., Шустова Е.Н.** Ячеистые наполнители звукопоглощающего контура авиационного двигателя // Науч.-техн. вестник Поволжья. 2011. № 3. С. 25–29.
3. **Зуйко В.Ю., Лобанов Д.С., Аношкин А.Н.** Методики определения предела прочности полунатурных образцов-панелей из композиционных материалов при статических испытаниях на растяжение, сжатие и сдвиг // Вестник ПНИПУ. Механика. 2012. № 2. С. 99–111.
4. **Аношкин А.Н., Ташкинов А.А., Грицевич А.М.** Прогнозирование несущей способности композитных фланцев корпусных деталей авиадвигателей // Механика композитных материалов. 1997. Т. 33. № 3. С. 360–369.
5. **Рубцов С.М., Аношкин А.Н., Ташкинов А.А., Шавшуков В.Е.** Эксплуатационный ресурс стеклопластикового кожуха сопла авиационного газотурбинного двигателя // Конструкции из композиционных материалов. 2007. № 3. С. 81–89.
6. **Аношкин А.Н., Рудаков М.В., Страумит И.С., Шустова Е.Н.** Расчет НДС и оценка прочности композитного фланца стеклопластикового кожуха авиационного газотурбинного двигателя // Вестник УГАТУ. Уфа, 2011. Т. 15(41). С. 67–75.

## ИЗГОТОВЛЕНИЕ ШПАНГОУТОВ И СТРИНГЕРОВ С ПРОДОЛЬНОЙ КРИВИЗНОЙ ИЗ ГНУТЫХ ПРОФИЛЕЙ

*В.А.Марковцев, канд. техн. наук; А.С.Баранов;*

*М.В.Илюшкин, канд. техн. наук (ОАО «Ульяновский НИИТ»); А.Г.Попов, канд. техн. наук (Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П. Королева)*

Представлена технология одновременного формообразования и продольной гибки тонкостенных профилей из листовых авиационных материалов путем регулирования настроечных параметров гибочного модуля. Использование предложенной технологии позволит значительно сократить трудозатраты на изготовление шпангоутов и стрингеров современных самолетов.

**Ключевые слова:** гибочно-прокатный станок, стрингеры и шпангоуты, гнутые профили, продольная гибка.

MANUFACTURE OF FRAMES AND STRINGERS WITH A LENGTHWISE CURVATURE FROM FORMED SECTIONS. *V.A.Markovtsev, Cand.Techn.Sc; A.S.Baranov; M.V.Ilyushkin, Cand.Techn.Sc; A.G.Popov, Cand.Techn.Sc.*

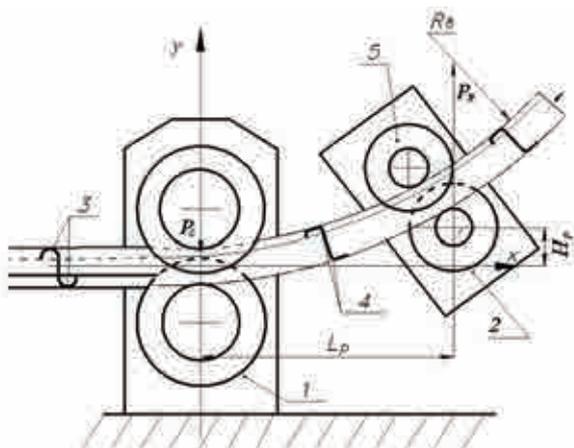
The authors present a technique for simultaneous forming and longitudinal bending of thin-walled sections made of aviation sheet materials by adjusting setup variables of bending module. The use of the offered technique will allow significant reduction in consumption of human labour for manufacturing frames and stringers of modern aircrafts.

**Keywords:** roll forming machines, stringers and frames, formed sections, longitudinal bending.

В самолетостроении гнутые профили из высокопрочных авиационных сплавов активно используются в наиболее современных самолетах зарубежных компаний Boeing Company, Lockheed Corporation, Airbus S.A.S. и др. для изготовления стрингеров и шпангоутов фюзеляжа, а также других частей самолета.

Продольная гибка профилей из авиационных материалов на авиационных заводах традиционно осуществляется с растяжением, при этом используются обтяжные пуансоны и специальные профилегибочные станки [1]. Наряду с высокими затратами на технологическую оснастку, продольная гибка с растяжением предполагает термообработку профилей для обеспечения необходимой пластичности труднодеформируемым авиационным материалам.

В машиностроении для продольной гибки профилей успешно используются методы ротационно-локального деформирования и приложение к профилям в дополнение к изгибающим нагрузкам радиальных сжимающих напряжений роликами [2]. Наличие этих напряжений на внешнем растянутом волокне уменьшает опасность образования трещины при гибке с радиальным сжатием по малому радиусу, а увеличение гидростатического давления повышает пластичность металла, что особенно актуально для высокопрочных алюминиевых сплавов [3]. Американская фирма Sharpe Products успешно применяет продольную гибку труб с радиальным сжатием на станках с ЧПУ, однако ее технология не предполагает деформации тонкостенных профилей из листовых заготовок [4].



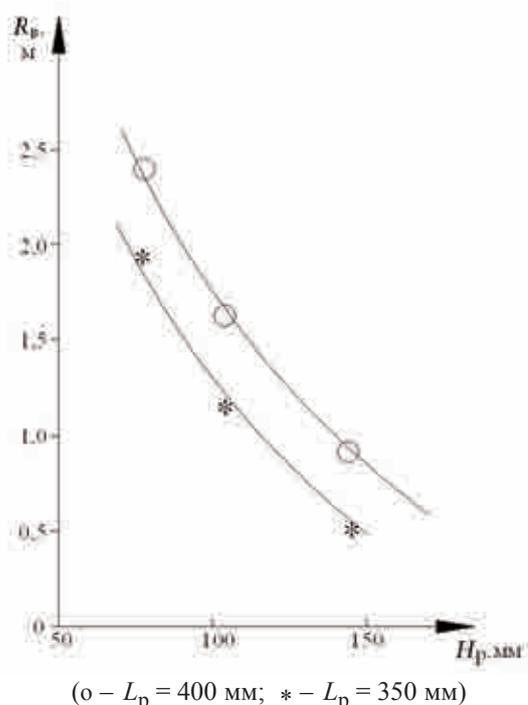
**Рис. 1.** Схема продольной гибки тонкостенного профиля с радиальным сжатием на станке ГПС: 1 – последняя клетка окончательного формования профиля; 2 – гибочный модуль; 3 – полуфабрикат профиля до осадки полок; 4 – готовый профиль; 5 – ролики гибочного модуля

В ОАО «Ульяновский НИАТ» разработана технология совмещения процессов формования (профилирования) методом стесненного изгиба (СИ) и продольной гибки тонкостенных профилей из листовых авиационных материалов на гибочно-прокатных станках серии ГПС. На рис. 1 представлена схема продольной гибки профиля с радиальным сжатием на станке ГПС, оснащенный дополненным гибочным модулем 2. В последней клетке 1 станка ГПС осуществляется окончательное формование сечения профиля методом СИ за счет осадки выгнутых полок 3 полуфабриката профиля. Осадка полок и смещение металла в места изгиба позволяют получить сложные формы поперечных сечений, повысить жесткость и прочность тонкостенных профилей из труднодеформируемых листовых авиационных материалов [5]. Одновременно в клетке 1 станка ГПС за счет радиального сжатия и тангенциального смещения металла создаются условия образования пластического шарнира для продольной гибки и правки профиля роликами 5 гибочного модуля 2.

В ОАО «Ульяновский НИАТ» проведены опытно-технологические работы по изго-

товлению гнутых профилей для стрингеров и шпангоутов самолета МС-21 из алюминиевых сплавов В-1469, 1163АМ, В950сАВ. Профили изготавливались из листовых заготовок толщиной 1,5; 1,8 и 2 мм, внутренние радиусы в местах изгиба составляли 2–4 мм, утолщение стенки профиля от 3–5%. Отработка технологии изготовления Z-образных гнутых профилей проводилась для шпангоутов со стенкой высотой до 78 мм из сплава 1163АМ, а для стрингеров – до 27 мм, геометрические параметры поперечного сечения, а также состояние лакирующего слоя на поверхности профиля контролировались.

Продольная гибка и правка профилей осуществлялась на станке ГПС 350М6 одновременно с формованием поперечного сечения по схеме, представленной на рис. 1. Продольный радиус кривизны профиля  $R_B$  обеспечивался изменением положения (размеры  $H_p$  и  $L_p$ , см. рис. 1) гибочного модуля 2 относительно клетки окончательного формования 1 станка ГПС (рис. 2).



**Рис. 2.** Зависимость радиуса продольной гибки  $R_B$  от положения гибочного модуля на станке ГПС

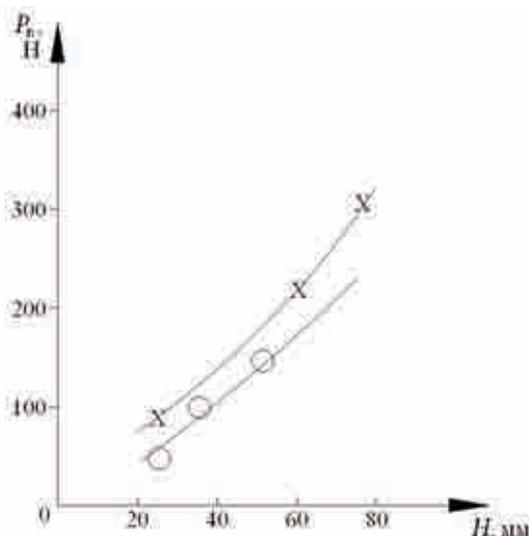
Во время экспериментальных исследований измерялись геометрические параметры поперечного сечения, контролировалось возникновение гофров на полках и стенках профиля, характеризующих потерю устойчивости. Состояние поверхностного (плакирующего) слоя контролировали с помощью измерительного микроскопа МИМ 8М. Определялись также вертикальные усилия  $P_B$ , возникающие на роликах гибочного модуля. Радиусы продольной кривизны  $R_B$ , полученные в ОАО «Ульяновский НИАТ» на гнутых профилях из авиационных алюминиевых сплавов для стрингеров, составляли до 400 мм, а для шпангоутов – до 600 мм. На рис. 3 представлены Z-образные профили для шпангоутов со стенкой высотой 78 мм и толщиной 2 мм, продольная кри-



Рис. 3. Гнутые профили для шпангоутов с продольной кривизной

визна которых получена при формообразовании на станке ГПС.

Характер возникающих при продольной гибке и правке энергосиловых нагрузок в гибочном модуле (рис. 4) говорит о возникновении в клети окончательного формообразования станка ГПС «пластического шарнира», что позволяет осуществить значительные бездефектные деформации стенок и полок тонкостенного профиля без потери их устойчивости с незначительными усилиями  $P_B$ .



x – Z-образные профили; o – корытные профили

Рис. 4. Зависимость вертикальных усилий  $R_B$  в гибочном модуле от высоты вертикальной стенки  $H$  профиля

Полученные в ОАО «Ульяновский НИАТ» результаты доказывают перспективность использования при изготовлении стрингеров и шпангоутов гнутых профилей с заданной продольной кривизной, полученной в процессе гибки-прокатки профиля на станках ГПС. Предлагаемая технология позволит значительно снизить трудоемкость и себестоимость изготовления большого числа деталей фюзеляжа самолета.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Лысов М.И., Сосов Н.В.** Формообразование деталей гибкой. М.: Машиностроение, 2001. 388 с.
2. **Пат. 2259250 РФ.** Способ гибки длинных профилированных заготовок / О.С. Куклин, В.И. Попов. Заяв. 19.05.2004; Опубл. 27.08.2005.
3. **Ершов В.И., Кийко И.А.** Гибка листа с дополнительным нагружением очага деформации // Изв. ВУЗов. Сер. Авиационное. 1976. № 1. С. 41–48.
4. **Heston T.** Tube bending with no straights? No problem. Wisconsin tube shop invests in freeform bending technology // The FABRICATOR, 2010. November 1.
5. **Марковцев В.А., Филимонов В.И.** Формообразование стесненным изгибом в роликах и правка гнутых тонкостенных профилей. Ульяновск: Изд-во УлГТУ, 2006. 244 с.

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПОДКРЕПЛЕННЫХ КОМПОЗИТНЫХ ПАНЕЛЕЙ

*Н.С.Азиков, докт. техн. наук; А.Е.Алипов; В.А.Косарев  
(ОАО «Национальный институт авиационных технологий»)*

Предложена методика проектирования подкрепленной композитной панели по несущей способности. Задача о нелинейном деформировании композитной панели решается в перемещениях. Определены минимальные собственные значения и разрушающие усилия для углепластиковых панелей при совместном деформировании с поясами лонжеронов.

**Ключевые слова:** подкрепленная панель, композиты, устойчивость, прочность.

DESIGNING OF STIFFENED COMPOSITE PANELS. *N.S.Azikov, Dr.Techn.Sc;  
A.E.Alipov; V.A.Kosarev.*

The authors offer a procedure for designing of a stiffened composite panel according to the load-carrying capacity. The problem of nonlinear deformation of the composite panel is solved in movements. Minimal proper values and breaking forces for carbon plastic panels when being deformed with spar caps are determined.

**Key words:** stiffened panel, composites, stability, strength.

Подкрепленная панель, представляющая собой тонкостенную пространственную оболочку (обшивка фюзеляжа, панель крыла и пр.), усиленную изнутри силовым каркасом (стрингерными наборами, шпангоутами, лонжеронами), является наиболее рациональной для таких ответственных силовых конструкций в самолете, как крыло или киль. Такие конструкции работают в условиях сложнапряженного состояния. При проектировании подобных изделий из современных материалов (композитов) в ОАО «НИАТ» применяют расчетную методику проектирования подкрепленных панелей по несущей способности.

Рассмотрим панель крыла самолета длиной  $a$  и шириной  $b$ , образованную многослойной обшивкой и системой подкрепляющих ребер. Обшивка опирается на два одинаковых продольных пояса лонжеронов общей жесткостью  $E_l F_l$ , где  $E_l$  – модуль упругости ребра;  $F_l$  – половина площади поперечного сечения ребра (рис. 1). Пояса лонжеронов и обшивка панели деформируются совместно под действием продольных сжимающих усилий  $T_x$ . Обшивка толщиной  $h_0$  состоит из  $k$  слоев однонаправленного композиционного материала с симметричной относительно своей срединной поверхности укладкой. Подкрепляющие обшивку ребра могут располагаться в продольном направлении при  $\alpha = 0^\circ$  ( $\alpha$  – угол к продольной оси панели), в поперечном направлении при  $\alpha = 90^\circ$  или  $\pm\alpha \neq 0^\circ$ . Таким образом, на панели может возникать сетка из ребер, расположенных сразу в нескольких направлениях, например  $0^\circ, +\alpha, -\alpha$  (рис. 2). Число ребер будет определяться шагом  $b_p^{(\alpha)}$ . Из-за структурной неоднородности панели, связанной с односторонним подкреплением, ее деформирование будет носить нелинейный характер уже на начальной

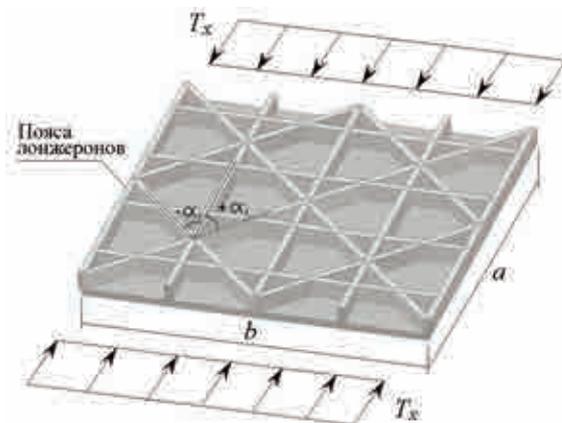


Рис. 1

стадии нагружения.

Запишем исходные соотношения

– уравнения равновесия

$$N_{x,x} + N_{xy,y} = 0, \quad N_{y,y} + N_{xy,x} = 0, \quad (1)$$

$$M_{x,xx} + 2M_{xy,xy} + M_{y,yy} + N_x \varepsilon_x = 0; \quad (2)$$

– физические соотношения

$$\begin{aligned} N_x &= B_{11}e_x + B_{12}e_y + C_{11}\chi_x + C_{12}\chi_y, \quad N_y = B_{21}e_x + B_{22}e_y + C_{21}\chi_x + C_{22}\chi_y, \\ N_{xy} &= B_{33}e_{xy} + C_{33}\chi_{xy}, \quad M_x = C_{11}e_x + C_{12}e_y + D_{11}\chi_x + D_{12}\chi_y, \\ M_y &= C_{21}e_x + C_{22}e_y + D_{21}\chi_x + D_{22}\chi_y, \quad M_{xy} = C_{33}e_{xy} + D_{33}\chi_{xy}; \end{aligned} \quad (3)$$

– геометрические соотношения

$$\begin{aligned} e_x &= \varepsilon_x + z\chi_x = u_{,x} + 1/2w_{,x}^2 - zw_{,xx}, \\ e_y &= \varepsilon_y + z\chi_y = v_{,y} + 1/2w_{,y}^2 - zw_{,yy}, \\ e_{xy} &= \gamma_{xy} + z\chi_{xy} = u_{,y} + v_{,x} + w_{,x}w_{,y} - 2zw_{,xy}. \end{aligned} \quad (4)$$

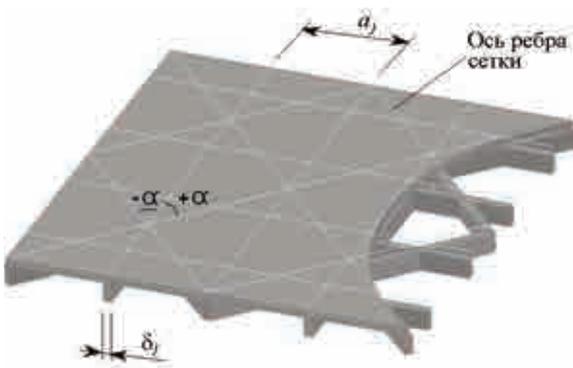


Рис. 2

Здесь  $u, v, w$  – перемещения и прогиб срединной поверхности обшивки;  $[N]_{xy} = [N_x N_y N_{xy}]^T$  – вектор усилий;  $[M]_{xy} = [M_x M_y M_{xy}]^T$  – вектор моментов;  $[e]_{xy} = [e_x e_y e_{xy}]^T$  – вектор полных деформаций;  $[\varepsilon]_{xy} = [\varepsilon_x \varepsilon_y \varepsilon_{xy}]^T$  – вектор деформаций срединной поверхности обшивки;  $[\chi]_{xy} = [\chi_x \chi_y \chi_{xy}]^T$  – вектор кривизн. Запись  $u_{,x}$  означает частную производную по  $x$  ( $u_{,x} = \partial u / \partial x$ ).

Мембранные  $B_{ij}$  ( $ij = 11, 12 = 21, 22, 33$ ), смешанные  $C_{ij}$  и изгибные  $D_{ij}$  жесткости панели образуют матрицу

$\begin{bmatrix} B & C \\ C & D \end{bmatrix}$ . Они могут быть определены через обобщенные жесткости элементарных слоев обшивки  $\bar{A}_{ij}$  и ребер  $\bar{A}_{ij}$  [1].

Дополним исходные соотношения функционалом энергии

Дополним исходные соотношения функционалом энергии

$$\mathcal{E} = \frac{1}{2} \int_0^a \int_0^b ([N]_{xy} [e]_{xy}^T + [M]_{xy} [\chi]_{xy}^T) dx dy + \int_0^a \int_0^b T_x u_{,x} dx dy + \int_0^a E_1 F_1 \varepsilon_1 dx. \quad (5)$$

Решение задачи будем искать при прогибе панели в виде произведения амплитуды прогиба  $\bar{w}_{mn}$  и тригонометрических функций

$$w = \bar{w}_{mn} \sin \lambda_m x \sin \lambda_n y, \quad \lambda_m = m\pi / a, \quad \lambda_n = n\pi / b. \quad (6)$$

где  $a, b$  – длина и ширина панели;  $m, n$  – числа полуволн в продольном и поперечном направлениях. Подставим зависимость (6) в уравнения равновесия (1) и найдем перемещения срединной поверхности обшивки:

$$\begin{aligned} u &= - \left[ \bar{T}_x \frac{B_{22}}{B} + \frac{\bar{w}_{mn}^2}{8} \lambda_m^2 \left( 1 - r_2 \frac{B_{22}}{B} \right) + \frac{\bar{w}_{mn}^2}{8} \lambda_n^2 r_2 \frac{B_{12} B_{22}}{B_{11} B} \right] x - \frac{\bar{w}_{mn}^2}{16} \left[ \frac{1}{\lambda_m^2} \left( \lambda_m^2 - \right. \right. \\ &\left. \left. - \frac{B_{12}}{B_{11}} \lambda_n^2 \right) \sin 2\lambda_m x - \lambda_m \sin 2\lambda_m x \cos 2\lambda_n y \right] + \bar{w}_{mn} q_x \lambda_m \cos \lambda_m x \sin \lambda_n y; \end{aligned} \quad (7)$$

$$v = \left[ \bar{T}_x \frac{B_{12}}{B} - \frac{\bar{w}_{mn}^2}{8} \lambda_n^2 \left( 1 - r_2 \frac{B_{12}}{B} \right) - \frac{\bar{w}_{mn}^2}{8} \lambda_m^2 r_2 \frac{B_{12}}{B} \right] y - \frac{\bar{w}_{mn}^2}{16} \left[ \frac{1}{\lambda_n} \left( \lambda_n^2 - \frac{B_{12}}{B_{22}} \lambda_m^2 \right) \sin 2\lambda_n y - \lambda_n \cos 2\lambda_m x \sin 2\lambda_n y \right] + \bar{w}_{mn} q_y \lambda_n \sin \lambda_m x \cos \lambda_n y,$$

где  $\bar{T}_x = T_x r_1$ ;  $r_1 = \left[ 1 + B_{22} E_1 F_1 / (Bb) \right]^{-1} = (1 + r_4)^{-1}$ ;  $r_4 = B_{22} E_1 F_1 / (Bb)$ ;

$$r_3 = \left[ 1 + E_1 F_1 (B_{12} + B_{33}) / (B_{11} B_{33} b) \right]^{-1} = (1 + r_5)^{-1};$$

$$r_5 = E_1 F_1 (B_{12} + B_{33}) / (B_{11} B_{33} b); \quad r_2 = E_1 F_1 \left[ 1 + E_1 F_1 B_{22} / (Bb) \right]^{-1} = E_1 F_1 r_1;$$

$$B = B_{11} B_{22} - B_{12}^2; \quad \bar{B} = (B_{11} + B_{33} \lambda_n^2 / \lambda_m^2) (B_{22} + B_{33} \lambda_m^2 / \lambda_n^2) - (B_{12} + B_{33})^2;$$

$$q_x = \frac{1}{\bar{B}} \left\{ \left[ C_{11} + (C_{12} + 2C_{33}) \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} \right] \left( B_{33} \frac{\lambda_m^2}{\lambda_n^2} + B_{22} \right) - \left( C_{12} + 2C_{33} + C_{22} \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} \right) (B_{12} + B_{33}) \right\};$$

$$q_y = \frac{1}{\bar{B}} \left\{ \left( C_{12} + 2C_{33} + C_{22} \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} \right) \left( B_{11} \frac{\lambda_m^2}{\lambda_n^2} + B_{33} \right) - \left[ C_{11} + (C_{12} + 2C_{33}) \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} \right] (B_{12} + B_{33}) \right\}.$$

Неизвестную амплитуду прогиба  $\bar{w}_{mn}$  определим из условия минимума полной энергии. Подставим соотношения (6), (7) в функционал энергии (5) и получившееся после интегрирования выражение проминимизируем по  $\bar{w}_{mn}$ . В результате получим алгебраическое уравнение третьей степени относительно  $\bar{w}_{mn}$ :

$$\beta_3 \bar{w}_{mn}^3 + \beta_2 \bar{w}_{mn}^2 + \beta_1 \bar{w}_{mn} + \beta_0 = 0, \tag{8}$$

где  $\beta_3 = \frac{\lambda_n^2}{16} \frac{B}{B_{22}} \frac{\lambda_m^2}{\lambda_n^2} \left\{ 1 + \frac{B_{22}}{B_{11}} \frac{\lambda_n^4}{\lambda_m^4} + 2r_1 r_4 \left( 1 - \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} \frac{B_{12}}{B_{11}} \right) \left[ 1 - r_1 r_4 \left( 1 - \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} \frac{B_{12}}{B_{11}} \right) \right] \right\};$

$$\beta_2 = \begin{cases} \left\{ -\frac{2}{ab} \frac{\lambda_n}{\lambda_m} \left\{ \frac{\lambda_m^2}{\lambda_n^2} \left( \frac{B}{B_{22}} q_x - C_{11} + C_{12} \frac{B_{12}}{B_{22}} \right) + \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} \left( \frac{B}{B_{11}} q_y - C_{22} + C_{12} \frac{B_{12}}{B_{11}} \right) + C_{11} \frac{B_{12}}{B_{11}} + \right. \right. \\ \left. \left. + C_{22} \frac{B_{12}}{B_{22}} - 2C_{12} + 3 \frac{\lambda_m^2}{\lambda_n^2} r_1 r_4 \left( 1 - \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} \frac{B_{12}}{B_{11}} \right) \left[ \frac{B}{B_{22}} q_x - C_{11} + C_{12} \frac{B_{12}}{B_{22}} + \right. \right. \right. \\ \left. \left. \left. + \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} \left( C_{22} \frac{B_{12}}{B_{11}} - C_{12} \right) \right] \right\} \right\} \quad \text{при } m, n = 1, 3, 5, \dots; \\ 0 \quad \text{при } m, n = 2, 4, 6, \dots \end{cases}$$

$$\beta_1 = n^2 (N_{mn} - F_{mn}) - T_x k_1. \quad \text{Здесь } N_{mn} = \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt{D_{11} D_{22}} k_{mn};$$

$$k_{mn} = \left( \sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} \frac{m^2 b^2}{n^2 a^2} + 2 \frac{D_{12} + 2D_{33}}{\sqrt{D_{11} D_{22}}} + \sqrt{\frac{D_{22}}{D_{11}}} \frac{n^2 a^2}{m^2 b^2} \right);$$

$$\begin{aligned}
 F_{mn} &= \frac{\pi^2}{b^2} \left\{ (2C_{11} - B_{11}q_x) q_x \frac{\lambda_m^2}{\lambda_n^2} + [2(C_{12} + 2C_{33}) - B_{33}(q_x + q_y)] (q_x + q_y) + \right. \\
 &+ \left. 2(C_{12} + 2C_{33}) q_y \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} - B_{12}q_x q_y \right\}; \quad k_1 = r_1 \left[ 1 + r_4 \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} \frac{B_{12}}{B_{11}} + \frac{r_1 r_4}{2} (r_4 - 1) \left( 1 - \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} \frac{B_{12}}{B_{11}} \right) - \frac{r_1 r_4}{2} \right]; \\
 k_2 &= r_1 \left[ 1 + r_3 \left( 1 - \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} \frac{B_{12}}{B_{11}} \right) \left( \frac{3}{2} r_5 + r_4 \frac{B + B_{11}B_{33} - B_{12}B_{33}}{B_{11}B_{33}} \right) + r_4 r_5 \right] - \frac{r_3 r_5}{2}; \\
 \beta_0 &= \begin{cases} \frac{16}{\pi^2} \frac{T_x}{mn} \left\{ \left[ q_x (r_1 - 1) + \frac{r_1}{B} \left( B_{12}C_{12} - B_{22}C_{11} + \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} (B_{12}C_{22} - B_{22}C_{12}) + \right. \right. \right. \\ \left. \left. \left. + \frac{\lambda_n^2}{\lambda_m^2} \left[ (B - B_{12}B_{33}) q_y - \frac{C_{22}B_{11} - C_{12}(B_{12} + B_{33})}{2} \right] \right] \right\} & \text{при } m, n = 1, 3, \dots; \\ 0 & \text{при } m, n = 2, 4, 6, \dots \end{cases}
 \end{aligned}$$

Дополнив исходные соотношения известными зависимостями для полных деформаций  $[e] = [\varepsilon] + z[\chi]$  и деформаций слоев композита  $[\varepsilon]_{12} = [\varepsilon_1 \varepsilon_2 \varepsilon_{12}]^T$  [1] физическими соотношениями для ортотропного материала, с помощью формул (7) и (8) можно оценить прочность и несущую способность композитной панели и прочность слоев обшивки, ребер сетки и поясов лонжеронов в первом приближении или спроектировать композитную панель под заданный уровень нагружения. В последнем случае необходимо выполнить следующую последовательность действий:

- 1) задать исходные геометрические размеры панели и поясов лонжеронов, выбрать материалы для обшивки, ребер и поясов и задать уровень нагружения  $T_x$ ;
- 2) определить коэффициенты  $\beta_3, \beta_2, \beta_1$  и найти амплитуду прогиба  $\bar{w}_{mn}$  из уравнения (8);
- 3) вычислить перемещения (7), деформации (4) и прогиб панели (6) в каждой точке обшивки, ребер и поясов;
- 4) определить деформации и напряжения в слоях обшивки и ребер и сравнить их с допускаемыми по критерию прочности;
- 5) если запасы прочности в обшивке или ребрах превышают допускаемые, увеличить число слоев и вернуться к пункту 2); если запасы прочности в обшивке или ребрах существенно выше допускаемых, уменьшить число композитных слоев и вернуться к пункту 2). Процедуру необходимо повторять до тех пор, пока напряжения в слоях обшивки и ребер не станут соизмеримыми с допускаемыми.

В качестве примера спроектируем неподкрепленную композитную панель по заданному уровню нагружения. Заданы геометрические размеры панели  $a = 3$  м,  $b = 1$  м и усилие сжатия  $T_x = 1250$  кН/м. Свойства материала слоев обшивки:  $E_1 = 180$  ГПа;  $E_2 = 9,8$  ГПа;  $G_{12} = 5,0$  ГПа;  $\mu_{21} = 0,28$ ;  $\bar{\sigma}_1 = (1050; -1000)$  МПа;  $\bar{\sigma}_2 = (35; -186)$  МПа;  $\bar{\tau}_{12} = 80$  МПа; толщина однонаправленного композиционного слоя  $\delta_i = 0,2 \cdot 10^{-3}$  м. Свойства материала слоев ребер:  $E_1 = 70$  ГПа;  $\bar{\sigma}_1 = (1020; -400)$  МПа; толщина слоя  $-0,15 \cdot 10^{-3}$  м.

По критерию устойчивости найдем необходимое число слоев обшивки. Пусть задана структура армирования  $\varphi = \pm 45^\circ$ . Обратимся к формулам для коэффициента  $\beta_1$  уравнения (8):

$$N_{mn} = \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt{D_{11}D_{22}} \left( \sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}} \frac{m^2b^2}{n^2a^2}} + 2 \frac{D_{12} + 2D_{33}}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} + \sqrt{\frac{D_{22}}{D_{11}} \frac{n^2a^2}{m^2b^2}} \right).$$

Меняя число слоев обшивки, определяем критическое усилие сжатия панели  $N^* = \min(N_{mn}) = 1284 \text{ кН/м}$  при  $m = 3, n = 1$ . Из условия устойчивости панель должна иметь 80 слоев (запас по устойчивости  $\eta = 1,028$ ). Как известно [2], несущая способность панели не исчерпывается потерей устойчивости обшивки, а определяется прочностью волокон композиционного материала. Оценим несущую способность спроектированной панели. Для этого продолжим нагружение панели усилиями  $T_x \gg N^*$ . Панель потеряет устойчивость, и в ней возникнет прогиб, соизмеримый с толщиной обшивки. Амплитуду прогиба будем определять из уравнения (8) в виде зависимости «уровень нагружения – амплитуда прогиба»  $\bar{w} = f(T_x)$ . Нагружение панели будем проводить до тех пор, пока в наиболее нагруженном слое обшивки эквивалентные напряжения, найденные по критерию прочности, не достигнут величины  $\sigma_* = 1$ . Для рассматриваемой панели несущая способность будет исчерпана при  $\bar{T}_x = 2200 \text{ кН/м}$  во внешнем слое с относительными координатами  $\bar{x} = 0,17; \bar{y} = 0,5$ . Амплитуда прогиба в момент разрушения  $\bar{w}_{mn} = 45,6 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ . Соотношение между разрушающим и критическим усилиями составляет величину  $\zeta = \bar{T}_x / N_x^* = 1,76$ .

Спроектируем теперь аналогичные композитные панели, но подкрепленные ребрами. Рассматриваемые в рамках статьи варианты подкрепления панели приведены на рис. 3. Панель на рис. 3,а имеет три семейства ребер, расположенных под углами к продольной оси  $30^\circ, -30^\circ, 0^\circ$ , высотой  $h_c = 26,1 \cdot 10^{-3} \text{ м}$  (число слоев в ребре  $n = 174$ ) и с шагом  $b_p^{(a)} = 0,1 \text{ м}$ ; панель на рис. 3,б также имеет три семейства ребер, расположенных под углами  $30^\circ, -30^\circ, 90^\circ$ , высотой  $h_c = 27,0 \cdot 10^{-3} \text{ м}$  (число слоев в ребре  $n = 180$ ); панель на рис. 3,в будет иметь два семейства ребер, расположенных под углами  $0^\circ, 90^\circ$ , высотой  $h_c = 37,2 \cdot 10^{-3} \text{ м}$  (число слоев в ребре  $n = 248$ ); панель на рис. 3,г имеет одно семейство ребер, расположенных вдоль продольной оси под углом  $0^\circ$ , высотой  $h_c = 55,5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$  (число слоев в ребре  $n = 370$ ).

Обшивка у всех четырех панелей имеет одинаковую толщину  $h_0 = 13 \cdot 10^{-3} \text{ м}$  и структуру армирования слоев  $\varphi = \pm 45^\circ$ . Высота ребер в панелях подбиралась из условия близости критических усилий сжатия  $N_{(a)}^* = 1252 \text{ кН/м}$ ,  $N_{(б)}^* = 1257 \text{ кН/м}$ ,  $N_{(в)}^* = 1268 \text{ кН/м}$  и  $N_{(г)}^* = 1256 \text{ кН/м}$  критическому усилию  $N^* =$

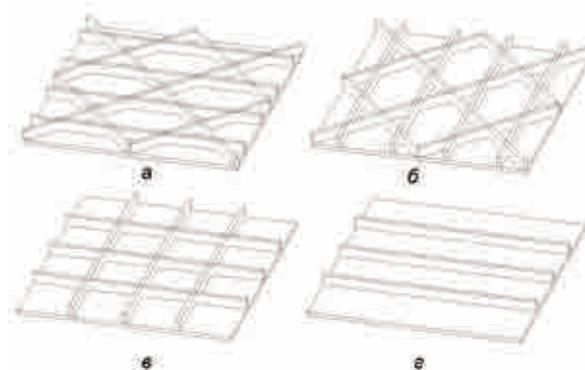


Рис. 3

$= 1284 \text{ кН/м}$  неподкрепленной панели. По схеме расположения ребер в панелях на рис. 3,а и на рис. 3,б имеет место сетчатая структура подкрепления, в панели на рис. 3,в – вафельная структура, в панели на рис. 3,г – стрингерная. Массы панелей соотносятся как  $m_a : m_б : m_в : m_г = 1,327 : 1,355 : 1,155 : 1,0$ . Минимальной массой обладает стрингерная панель. Сравним панели по несущей способности. Найдем зависимости «уровень нагружения – амплитуда прогиба»  $\bar{w} = f(T_x)$  и напряженно-деформированное состояние слоев обшивки и ребер. Во всех четырех панелях исчерпание несущей способности вызвано разрушением крайних слоев ре-

бер при усилиях  $\bar{T}_{x(1)} = 960$  кН/м,  $\bar{T}_{x(2)} = 1220$  кН/м,  $\bar{T}_{x(3)} = 1360$  кН/м,  $\bar{T}_{x(4)} = 1650$  кН/м и амплитудах прогиба  $\bar{w}_{(1)} = -8,31 \cdot 10^{-3}$  м,  $\bar{w}_{(2)} = -10,1 \cdot 10^{-3}$  м,  $\bar{w}_{(3)} = -4,57 \cdot 10^{-3}$  м,  $\bar{w}_{(4)} = -12,0 \cdot 10^{-3}$  м соответственно (знак «-» указывает, что стрела прогиба направлена в сторону ребер).

Проведенные исследования показали, что стрингерная панель, имея минимальную массу, обладает большей несущей способностью.

Разработчики предлагают использовать описанную в статье аналитическую методику для проектирования подкрепленных панелей из композитов.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Вольмир А.С. Гибкие пластинки и оболочки. М.: Гостехиздат, 1956. 419 с.
2. Азиков Н.С., Васильев В.В. Устойчивость и закритическое поведение сжатых композитных панелей // Механика твердого тела. 1986. № 5. С. 152–158.
3. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1988. 272 с.

## ВОЗМОЖНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЖЕСТКОСТИ УПРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ ЩЕТОЧНЫХ УПЛОТНЕНИЙ ПРИ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКЕ

*И.А.Афанасьева (ОАО «Институт технологии и организации производства», г. Уфа)*

Описан прием повышения жесткости элементов щеточного уплотнения путем заполнения межпроволочного пространства ЩУ специальным скрепляющим составом, легко удаляемым после механической обработки.

**Ключевые слова:** повышение жесткости, скрепляющий состав, щеточное уплотнение, остаточная деформация.

A POSSIBILITY FOR THE USE OF POLYMERIC MATERIALS TO INCREASE RIGIDITY OF ELASTIC ELEMENTS OF BRUSH SEALS DURING MACHINING. *I.A.Afanas'eva.*

A method to increase rigidity of brush seal elements due to filling of the interwire space of the brush seal with a special bonding composition that is easily eliminated after machining is described.

**Key words:** increase in rigidity, bonding composition, brush seal, residual deformation.

Щеточные уплотнения (ЩУ) в газоздушном тракте авиационного двигателя представляют собой множество плотноупакованных металлических проволочек, расположенных между двумя рабочими кольцами и обра-

зующих сплошную кольцевую поверхность, контактирующую с ротором (рис. 1). Упругость щетинок позволяет снизить утечки воздуха в компрессоре и выдержать необходимый зазор между ротором и уплотнением.

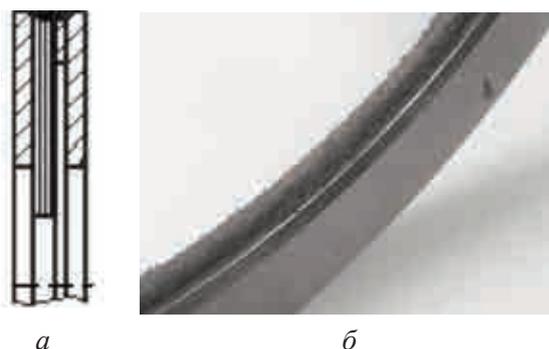


Рис. 1. Вариант щеточного уплотнения (а) и упругие элементы ЩУ (б)

Для изготовления щеточных уплотнений применяют проволоку из жаропрочных сплавов. Чаще используется проволока на кобальтовой и никелевой основе диаметром 0,06 – 0,08 мм.

Гибкость и податливость щетин ЩУ способствуют значительному уменьшению утечек воздуха, но создают существенную сложность при изготовлении и чистовой обработке внутреннего диаметра ЩУ. Чтобы избежать этого, можно повысить жесткость щетин на время обработки, например заполнить межпроволочное пространство щеточного уплотнения специальным скрепляющим составом, который легко удаляется после механической обработки, не нарушая целостности ЩУ.

Было исследовано влияние состава заливочной массы, наносимой на упругие элементы (щетин) образцов ЩУ в целях повышения их жесткости, на упругую и оста-

точную деформации при различных схемах нагружения.

В качестве образцов использовалась проволока (щетина), закрепленная между плоскими пластинами, равномерно распределенная по длине пластин и расположенная под углом 45°, диаметр проволоки 0,07 мм.

При определении качества скрепления щетин исследовались упругая и остаточная деформации блока залитых щетин при приложении нагрузок, имитирующих усилия резания при шлифовании. На рис. 2 приведены схемы нагружения упругих элементов образцов ЩУ усилиями, имитирующими силы резания: при изгибе  $P_x$  (рис. 2,а), при осевом нагружении  $P_y$  (рис. 2,б), при тангенциальном нагружении  $P_z$  (рис. 2,в).

Упругая деформация щетин определялась путем замера отклонений упругих элементов под действием нагрузки, остаточная деформация – путем замера отклонений упругих элементов после снятия нагрузки через 3–5 с.

Нагрузка образцов имитировалась на контрольно-измерительном устройстве, схема которого приведена на рис. 3.

Скрепляющие составы должны хорошо проникать в межпроволочное пространство упругих элементов, скреплять щетины в блок, быстро затвердевать и удаляться после обработки, быть безопасными.

В качестве скрепляющего состава блока

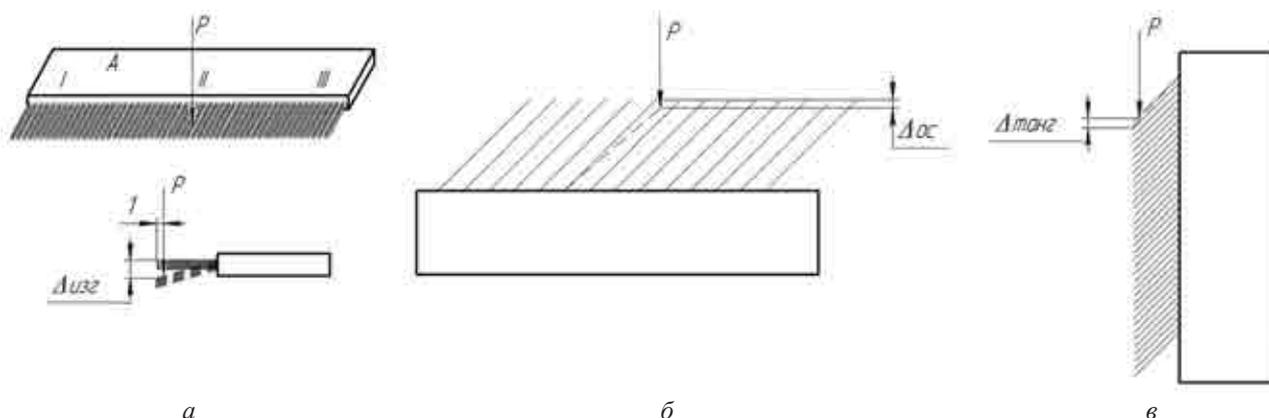


Рис. 2. Схема нагружения образцов ЩУ для определения упругих и остаточных деформаций блока залитых щетин

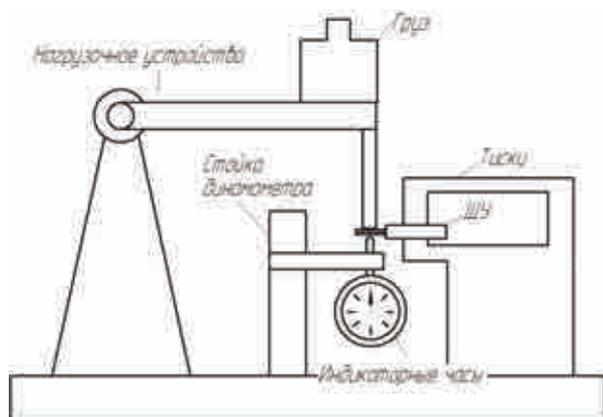


Рис. 3. Схема устройства для исследования деформации щетины

щетины использовались следующие вещества: акриловая смола [2], парафин, акриловый клей, нитроцеллюлозный быстросохнущий лак и поливинилбутираль.

Разработана методика заливки образцов ЩУ полимерными материалами и парафином (рис. 4, а–г), сушки и удаления заливаемых масс после механической обработки.

Состав заливки на основе акриловой смолы [2] нетехнологичен из-за длительного времени высыхания и отверждения, экологически небезопасен и требует дополнительного оборудования (электрическую печь) для удаления (возгонки) состава со щетины.

При нанесении на образцы поливинилбутирала (см. рис. 4) требуется нагрев залитых образцов до температуры 30–40 °С для равномерного и более плотного распределения состава по щетине. Равномерность заливки зависит от плотности намотки щетины. Заливочный состав удаляется путем его раство-

рения в этиловом спирте в течение двух часов. Заливка данным составом нетвердая, пластичная, не связывает жестко межпроволочное пространство, хотя имеет равномерное распределение по щетине.

При нанесении на щетину акрилового клея требуется нагрев образцов до 60 °С для равномерного и более плотного распределения клея по щетине ЩУ. После высыхания наблюдается осыпь клея по краям упругих элементов в виде мелких крупинок. Остатки клея легко удаляются ацетоном, образцы промываются в спирте.

Нанесение на образец парафина требует его предварительного расплавления при 40–50 °С до полужидкого состояния. Заливка получается нетвердая, не связывает жестко межпроволочное пространство, распределение парафина неравномерное. Удаление парафина в горячей воде оказалось неэффективным и трудоемким.

При заливке нитроцеллюлозного лака дополнительный нагрев не требовался. Заливка лаком твердая, распределение его по щетине равномерное, лак хорошо проникает в межпроволочное пространство щеточных уплотнений, быстро затвердевает, безопасен. Удалялся лак со щетины растворителем, затем щетина обезжиривалась в спирте. Исследования позволили сделать вывод о том, что наиболее эффективна заливка на основе нитроцеллюлозного лака.

Проводились экспериментальные исследования влияния состава заливки на отклонение и остаточную деформацию упругих

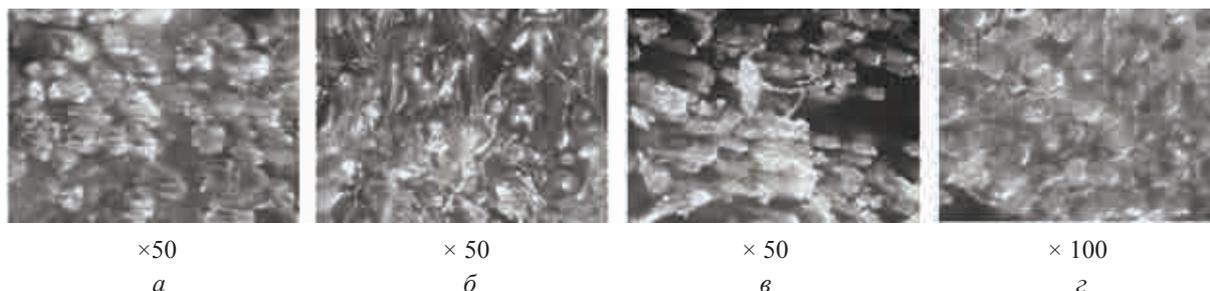


Рис. 4. Образец ЩУ, залитый поливинилбутиролом (а), акриловым клеем (б), парафином (в) и быстросохнущим нитроцеллюлозным лаком (г)

элементов образцов щеточных уплотнений при различных схемах нагружения.

Величина усилий нагружения образцов принималась исходя из величины расчетных усилий резания, имеющих место при плоском шлифовании рабочей поверхности образцов, на режимах: скорость вращения круга 21,5 м/с; продольная подача 0,1 м/мин; глубина резания 0,01 мм; ширина обрабатываемой поверхности 2 мм; диаметр круга 150 мм [3]. Для принятых условий обработки расчетная величина тангенциальной составляющей усилия резания  $P_z$  – 3,48 Н. Учитывая, что составляющие сил резания  $P_y$  и  $P_x$  находятся в пропорциях  $P_y = (1 \div 3)P_z$ ;  $P_x = (0,1 \div 0,2)P_z$  [4], нагрузка, имитирующая расчетную осевую составляющую сил резания  $P_y$ , составила 5,22 Н, а нагрузка, имитирующая расчетную составляющую  $P_x$  при изгибе, – 0,52 Н.

При определении величины упругих отклонений щетины  $\Delta$  и остаточной деформации  $\Delta_0$  в образцах использовалась нагрузка 2,45; 5,22; 7,35 Н (с учетом запаса на погрешность расчета усилий резания).

Допустимая величина остаточных деформаций была принята равной 1/3 части допуска на размеры ЩУ: при изгибе составила 0,035 мм; при осевой нагрузке – 0,029 мм; при тангенциальном нагружении – 0,013 мм. Для сравнения исследовались отклонения и остаточные деформации щетин образцов без заливки. Чтобы исключить возможность неравномерной укладки щетин по длине образца, контрольные точки располагали в трех местах. Было выявлено, что при нагрузке 2,45 Н отклонения щетин образца без заливки имеют величины от 0,21 до 1,11 мм, а при нагружении образцов усилием 5,22 Н отклонения щетин превысили 2 мм, что характерно для весьма нежестких деталей.

Зависимости величин отклонения щетин и остаточной деформации от сил резания при использовании различных составов заливки представлены на рис. 5. На рис. 5,а показаны зависимости величин отклонений щетин  $\Delta$  и остаточная деформация  $\Delta_0$  при нагрузках, имитирующих составляющую силы резания  $P_x$  (2,45 Н) при изгибе, при различных составах заливки.

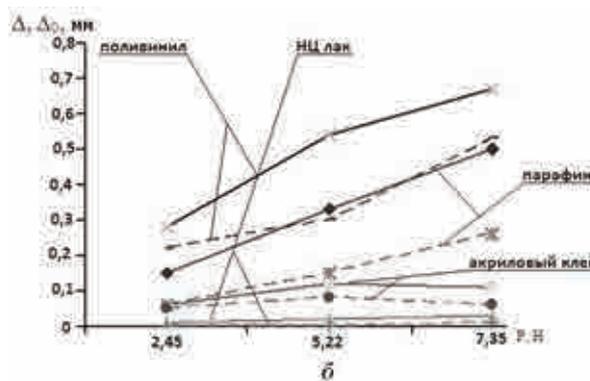
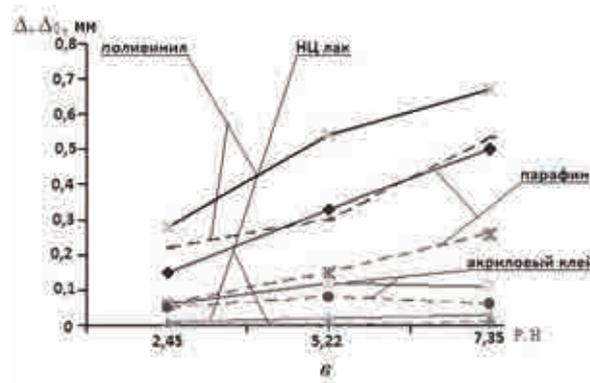
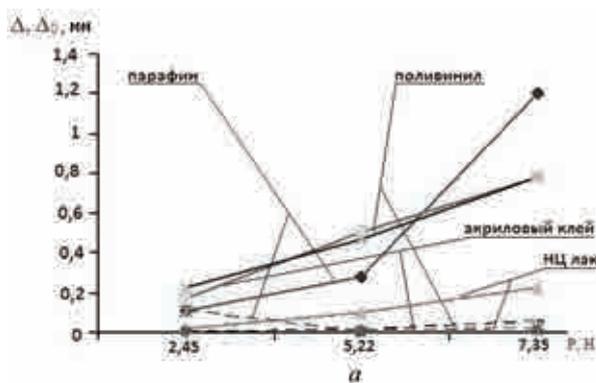


Рис. 5. Отклонения щетин и остаточные деформации при нагрузках, имитирующих составляющую силы резания  $P_x$  при изгибе (а), осевую составляющую силы резания  $P_y$  (б) и тангенциальную составляющую силы резания  $P_z$  (в) при различных составах заливки

На графике видно, что образцы, залитые акриловым клеем, имеют значительные отклонения при нагрузке – до 0,17 мм, остаточные деформации при этом отсутствуют. Образцы, залитые поливинилбутиралем, имеют отклонения щетин при нагрузке до 0,22 мм, остаточные деформации также отсутствуют. Образцы, залитые парафином, имеют отклонения при нагрузке и остаточные деформации до 0,11 мм. У образцов ЩУ, залитых нитроцеллюлозным лаком, наименьшее отклонение щетин до 0,02 мм, остаточная деформация не происходит.

На рис. 5,б показаны зависимости величин отклонения и остаточные деформации щетин при нагрузках, имитирующих осевую составляющую силы резания  $P_y$  (7,35 Н), при различных составах заливки.

Образцы, залитые акриловым клеем, имеют отклонение щетин до 0,11 мм и остаточные деформации до 0,06 мм. Образцы, залитые поливинилбутиралем, имеют отклонения щетин до 0,67 мм и значительные остаточные деформации до 0,53 мм, а залитые парафином, – отклонения до 0,5 мм и остаточные деформации до 0,26 мм. Наименьшее отклонение щетин до 0,03 мм происходит у образцов, залитых лаком. При этом величина остаточных деформаций составляет 0,009 мм, что не превышает предельно допустимое значение остаточной деформации (0,029 мм).

На рис. 5,в показаны зависимости величин отклонения и остаточные деформации щетин при нагрузках, имитирующих тангенциальную составляющую силы резания  $P_z$  (5,22 Н), при различных составах связующего.

У образцов, залитых парафином, наблюдаются отклонения щетин до 0,63 мм, остаточные деформации до 0,52 мм. Образцы, залитые акриловым клеем, имеют отклонения щетин до 0,35 мм и остаточные деформации – до 0,18 мм. У образцов, залитых поливинилбутиралем, отклонения ще-

тин составило 0,77 мм, а остаточные деформации 0,36 мм. Видно, что наименьшее отклонение щетин – до 0,04 мм у образцов, залитых лаком. Остаточные деформации после снятия нагрузки составили 0,013 мм.

Различные заливки по-разному повышают степень жесткости упругих элементов, степень ее повышения определяется отношением величины отклонения щетин без заливки к величине отклонения щетин с различными составами заливок ( $\Delta_{\text{без зал}}/\Delta_{\text{с зал}}$ ). У образцов, залитых парафином, жесткость повысилась в 2,3 раза, залитых акриловым клеем – в 5 раз; залитых поливинилбутиралем – в 2,6 раза, а у образцов, залитых нитроцеллюлозным лаком, – в 30 раз.

Наиболее эффективно жесткость повышается при заливке образцов нитроцеллюлозным лаком.

Анализ результатов экспериментальных исследований, направленных на повышение жесткости щетин в образцах и подбор состава заливки, позволяет сделать вывод о целесообразности применения в качестве заливочной массы межпроволочного пространства упругих элементов ЩУ нитроцеллюлозного лака. Кроме того, при использовании нитроцеллюлозного лака не требуется нагрева и смешивания компонентов, лак удаляется растворителем.

Заливка щеточного уплотнения скрепляющим составом препятствует попаданию продуктов шлифования (стружки, абразивных зерен) в межпроволочное пространство ЩУ.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Пат. 2210694 РФ, МПК F16J15/16. Щеточное уплотнение компрессора / В.С. Васильев // 2004.
2. Пат. 1462916 SU, МПК F16J15/16. Способ изготовления щеточного уплотнения / В.Е. Резник, В.И. Цибизов и др. // 1996.
3. Справочник технолога-машиностроителя. В 2-х томах. Т. 2 / Под ред. А.Г. Косиловой и Р.К. Мещерякова. М.: Машиностроение, 1986.
4. Маслов Е.Н. Теория шлифования материалов. М.: Машиностроение, 1974.

## ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ ИОННО-ПЛАЗМЕННЫХ И ВАКУУМНЫХ ПРОЦЕССОВ ХИМИКО-ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ ДЛЯ УПРОЧНЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ГТД

*Л.П.Фомина, канд. техн. наук (ФГУП НПП газотурбостроения «Салют»)*

Представлены современные упрочняющие технологии химико-термической обработки авиационных деталей ГТД из теплостойких сталей. Рассмотрены ионные и вакуумные процессы цементации и азотирования, применяющиеся на производстве.

**Ключевые слова:** ионно-плазменное азотирование и цементация, вакуумная цементация, диффузионный слой, технологический маршрут упрочнения.

EXPERIENCE IN APPLICATION OF ION-PLASMA AND VACUUM PROCESSES OF THERMOCHEMICAL TREATMENT FOR HARDENING GAS TURBINE ENGINE PARTS.

*L.P.Fomina, Cand.Techn.Sc.*

Modern hardening technologies of the thermochemical treatment of aircraft gas turbine engine parts made of hot-work steels are presented. Ion and vacuum processes of cementation and nitriding used in production are considered.

**Key words:** ion-plasma nitriding and cementation, vacuum cementation, diffusive layer, process route of hardening.

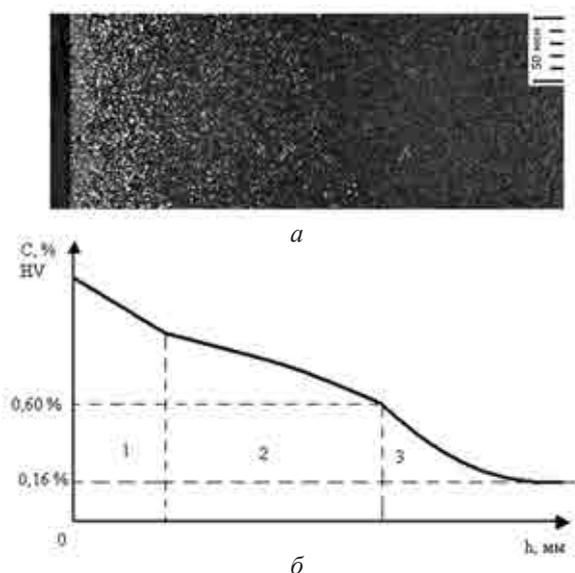
Одним из основных двигателей, выпускаемых ФГУП НПП газотурбостроения «Салют», является авиационный газотурбинный двигатель АЛ-31Ф для самолета Су-27 и его модификаций. Трансмиссия турбореактивного двигателя АЛ-31Ф представляет собой две коробки агрегатов. Важный узел трансмиссии – центральный конический привод, состоящий из зубчатых передач. Через него передается вся энергия, идущая на привод агрегатов. Надежная работа зубчатых передач определяет живучесть самолета и двигателя, при их поломке прекращается работа топливных насосов, электроснабжение и работа гидравлической системы [1].

Для изготовления зубчатых колес двигателя АЛ-31Ф специально разработаны ВИАМом и рекомендованы в качестве цементуемых комплексно-легированные, высокопрочные теплостойкие стали мартенситного класса: 16Х3НВМФБ-Ш (ВКС-5), 16Х2Н3МФБАЮ-Ш (ВКС-7) и 10Х3Н3М2ВФБ-Ш (ВКС-10) [2]. Выбор вида химико-термического упрочнения рабо-

чих поверхностей зависит от конструктивно-технологических особенностей и эксплуатационных характеристик деталей. Для обеспечения контактной выносливости, выносливости зубьев при изгибе, стойкости к заеданию целесообразно применять цементацию, а для обеспечения высокой твердости поверхности, износостойкости и высокой теплостойкости рабочей поверхности – азотирование. В настоящее время среди современных упрочняющих технологий, обеспечивающих требуемые эксплуатационные характеристики деталей ГТД, особый интерес представляют ионно-плазменные и вакуумные процессы цементации и азотирования. Они освоены на предприятии «Салют» при участии МГТУ им. Н.Э. Баумана.

При ионной [1] и вакуумной [3] цементации формируются диффузионные слои, обладающие высокой несущей способностью, при этом поверхности не окисляются и не обезуглероживаются. Например, эксплуатационные свойства зубчатых колес возрастают по мере увеличения прочности и твердо-

сти сердцевины, достигая максимальных значений ( $\sigma = 1200$  МПа, HRC 42–43) [2]. Такие свойства обеспечивают стали, имеющие структуру малоуглеродистого мартенсита. Особенностью науглероживания этих сталей является повышенная склонность к карбидообразованию. В результате цементации образуются диффузионные слои (рис. 1), состоящие из активной карбидной зоны из частиц легированного цементита;



**Рис. 1. Микроструктура цементированного слоя (а) и схема распределения концентрации углерода и твердости HV в различных зонах цементированного слоя стали ВКС-5 (б):**

1 – активная карбидная зона из частиц легированного цементита; 2 – зона специальных карбидов; 3 – зона твердого раствора [1]

зоны специальных карбидов и зоны твердого раствора. Высокую твердость поверхности обеспечивает зона карбидов. Протяженность этой зоны должна быть не менее 0,3 мм, так как значительная ее часть (0,2 мм) удаляется при шлифовании. Зубошлифование – обязательная операция для восстановления степени точности зубчатых колес после высокотемпературной химико-термической обработки, в результате которой возникают деформация и коробление. Готовые детали приобретают твердую цементированную поверхность (HRC 60–64) и вязкую сердцевину (HRC 38–43) [1, 2].

Технологический маршрут упрочнения зубчатых колес из сталей типа ВКС-5 состоит из предварительной термической обработки, ионной или вакуумной цементации и окончательной термической обработки с промежуточными этапами механической обработки. Для ряда деталей разработаны технологические маршруты, предусматривающие непосредственную закалку и двойную цементацию для упрочнения шлиц [1]. Автором разработаны режимы вакуумной и ионной цементации, обеспечивающие условия высокого сопротивления усталостному разрушению, сопротивления заеданию и контактной выносливости [4].

Ионное азотирование зубчатых колес применяют как альтернативу процесса цементации, так как оно относится к малодеформационным процессам поверхностного упрочнения деталей. Низкая температура процесса (480–580 °С) и отсутствие фазовых превращений при упрочнении обуславливают значительное снижение деформаций деталей [1, 2].

Ионное азотирование является одним из основных методов повышения износостойкости деталей ГТД. Высокопрочные стали мартенситного класса типа ВКС-5, ВКС-7 и другие способны сохранять прочность и твердость сердцевины при нагреве до 500–530 °С [1, 2].

Технологический маршрут упрочнения серийных деталей ГТД из сталей типа ВКС-5 состоит из нескольких этапов [1, 2]. На первом этапе штампованная деталь проходит предварительную термическую обработку, затем поступает на механическую обработку. После этого готовую деталь подвергают окончательной термообработке, выполняют шлифование, после которого деталь отправляют на участок ионного азотирования. Детали сложной конфигурации перед ионным азотированием подвергают стабилизирующему отпуску. Ионный процесс обеспечивает равномерное распределение диффузион-



Рис. 2. Распределение азотированного слоя по профилю мелкозубчатого конического зубчатого колеса из стали ВКС-5 [2]

ного слоя по профилю зуба (рис. 2), высокий уровень твердости вблизи поверхности и плавное снижение по толщине слоя (рис. 3). Микроструктура азотированного слоя (рис. 4) состоит из тонкого нитридного слоя (1–5 мкм) – светлая зона находится на поверхности – и расположенной под ним диффузионной зоны – насыщенный азотом  $\alpha$ -твердый раствор с избыточными выделениями высокодисперсных нитридов легирующих элементов. Азотированный слой обеспечивает более высокую твердость на поверхности (по сравнению с цементацией), обладает высокими теплостойкостью, износостойкостью и сопротивлением заеданию. Благодаря этому азотированные зубчатые колеса способны работать в условиях высоких окружных скоростей, но при ограниченных контактных нагрузках из-за малой толщины слоя (не более 0,5 мм).

Перспективной для азотирования зубчатых колес является сталь ВКС-7. Для упрочнения ее разработан двухступенчатый ре-

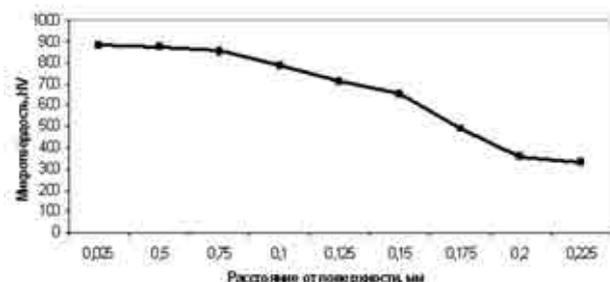


Рис. 3. Распределение твердости по толщине азотированного слоя стали ВКС-5 [2]

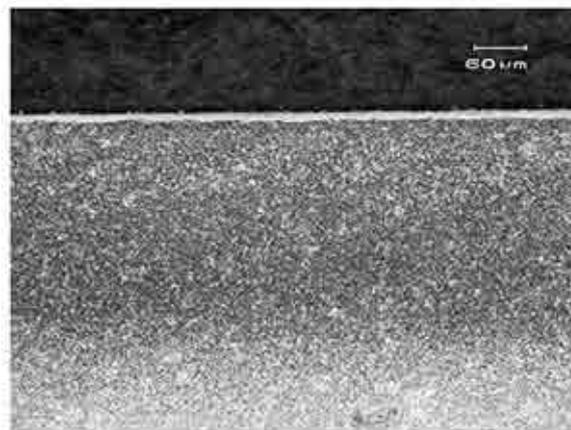


Рис. 4. Микроструктура приповерхностного слоя стали ВКС-5 после ионного азотирования [1]

жим ионного азотирования [5], формирующий диффузионный слой, структурное состояние и характеристики которого обеспечивают контактную выносливость, соизмеримую с цементуемыми сталями типа 18Х2Н4ВА. Высокое сопротивление контактной усталости обусловлено большой толщиной (0,7 мм) и высокой твердостью азотированного слоя, высокой прочностью сердцевины ( $\sigma = 1280$  МПа), мелким зерном аустенита (номер 13), равномерным распределением нитридных фаз по объему зерна. Благодаря совокупности факторов (состав стали, технология предварительной обработки и температурно-временные режимы ионного азотирования, структурное состояние азотированного слоя) затрудняется развитие контактной усталости.

Номенклатура авиационных деталей редукторов и приводов газотурбинных двигателей, в том числе ТВД-1500 и РД-600, упрочняемых ионным азотированием, насчитывает более двухсот. Кроме зубчатых колес и рессор из высокопрочных сталей мартенситного класса, также изготавливают: сферы, ролики, оси, валики, клапаны, обоймы и др. из сталей 14Х17Н2-Ш, 15Х16К5Н2МВФАБ-Ш (ЭП866-Ш), 20Х3МВФА-Ш, 25Х18Н8В2-Ш, 30Х2Н2ВФМА, 30Х2НВА.

Для повышения качества упрочнения деталей ГТД необходимы новые упрочняющие

технологии. Наиболее перспективным процессом, сочетающим достоинства цементации и азотирования, является ионная нитроцементация [1]. Для проведения этих процессов можно использовать трехкамерную установку фирмы «Ipsen». Она обладает необходимыми технологическими возможностями для реализации процесса ионной и вакуумной нитроцементации: регулируемой подачей технологических газов, нужными техническими характеристиками плазменного генератора, возможностью регулирования температуры, времени и давления в камере печи. Отсутствие внутреннего окисления легирующих элементов является решающим фактором, препятствующим образованию в диффузионном слое дефектных структур, что снимает ограничение на толщину диффузионного слоя и допустимую концентрацию азота. Гибкая система охлаждения дает возможность обрабатывать детали из сталей различных марок. Процесс

ионной нитроцементации представляет собой резерв повышения эксплуатационных свойств зубчатых колес газотурбинных двигателей.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Елисеев Ю.С., Крымов В.В., Нежурин И.П. и др.** Производство зубчатых колес газотурбинных двигателей. М.: Высшая школа, 2001. 493 с.
2. **Арзамасов Б.Н., Братухин А.Г., Елисеев Ю.С.** Ионная химико-термическая обработка сплавов. М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 1999. 399 с.
3. **Смирнов А.Е., Рыжов Н.М., Фахуртдинов Р.С.** Особенности вакуумной цементации в ацетилене теплостойкой стали // МиТОМ. 2004. № 6. С. 10–15.
4. **Фомина Л.П.** Разработка и анализ технологии ионной и вакуумной цементации зубчатых колес авиационных двигателей: Дис. ... канд. техн. наук. М., 2009. 342 с.
5. **Герасимов С.А.** Научные основы разработки технологических процессов азотирования конструкционных легированных сталей, обеспечивающих повышение работоспособности изнашивающихся сопряжений машин: Дис. ... докт. техн. наук. М., 1997. 553 с.

## ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ СТАЛЕЙ ЗА СЧЕТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АУСТЕНИТНОГО ПРЕДПРЕВРАЩЕНИЯ И ПРЕВРАЩЕНИЯ

*А.В. Фролов, канд. техн. наук (ФГБОУВПО “Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет”)*

Представлены результаты исследования влияния температуры на длительность процессов аустенитного предпревращения в стали 30ХГСА. Температура и длительность изотермической выдержки позволяют в широких пределах изменять структуру и механические свойства стали, а также формировать дислокационную структуру с высокой степенью концентрации дефектов и оптимальным их распределением.

**Ключевые слова:** аустенизация, полиморфное предпревращение, термическая обработка, механические свойства.

THE INCREASE IN EFFICIENCY OF HEAT TREATMENT OF STEELS THROUGH THE USE OF AUSTENITE PRETRANSFORMATION AND TRANSFORMATION.

*A.V.Frolov, Cand.Techn.Sc.*

The article presents investigation results of the influence of temperature on duration of austenite pretransformation in 30HGSA steel. The temperature and the duration of isothermal soaking permit for changing within the wide limits steel structure and its mechanical properties as well as forming dislocation arrangement with a high degree of defect concentration and their optimal distribution.

**Keywords:** austenitizing, polymorphic pretransformation, heat treatment, mechanical properties.

Повышение эффективности технологий термической обработки материалов, используемых для изготовления конструкций летательных аппаратов, – одна из приоритетных задач современного авиастроения. Перспективной для решения указанной проблемы можно считать термическую обработку с использованием эффектов фазового предпревращения и превращения. Суть этой технологии в предварительном создании в стали максимальной плотности дефектной структуры с помощью традиционной закалки. Производится упорядочение плотности

дислокаций в локальных мезо- и нанобъемах, чтобы исключить закритическую плотность дефектов, повышающих хрупкость стали, при сохранении требуемой высокой концентрации дефектов в объеме материала. Для упорядочения дефектной структуры сталь переводится в состояние фазового предпревращения, при котором ослабевают межатомные связи, в результате чего повышается подвижность дислокаций, активизируются процессы релаксации внутризменных напряжений, снимаются искажения кристаллической решетки и т.д. Для упоря-

дочения дефектной структуры можно использовать как эффекты бейнитного превращения [1], так и аустенитного [2].

Использование эффектов аустенитного превращения и превращения имеет особенности. Уже на стадии аустенитного превращения начинаются процессы первичной рекристаллизации, полигонизации, растворения карбидов, а также происходит ослабление пограничных межзеренных связей, приводящее к повышению подвижности зерен. Так как мелкозернистая структура аустенита при дальнейшей термической обработке приводит к формированию более совершенной мелкозернистой перлитной структуры или мелкоигольчатой мартенситной структуры с лучшими механическими свойствами [3], протекающие во время аустенитного превращения процессы образования новых зерен (при условии исключения их роста) способствуют измельчению структуры и улучшению механических свойств стали. Процессы полигонизации приводят к формированию ячеистой структуры, которая обеспечивает прочные препятствия для продвижения дислокаций и релаксацию внутренних напряжений, способствующих сохранению пластических свойств [4].

Для эффективного использования аустенитного превращения необходимо контролировать ход этого процесса. Так, изменение длительности нахождения стали в условиях превращения в пределах 1–5 с приводит к значительному изменению свойств стали – от свойств закаленной структуры до свойств отпущенного состояния. Дальнейшая выдержка в пределах 5–7 с вновь изменяет свойства стали до свойств, характерных закаленному состоянию [2]. Точный контроль указанных коротких выдержек в промышленных условиях – сложная задача. Поэтому для повышения эффективности использования аустенитного превращения необходимо принять

меры по увеличению длительности процессов превращения. Решить эту задачу можно, например, снижением температуры повторной аустенизации. Для определения перспективности этого решения автором проведены исследования влияния температуры повторной аустенизации на длительность процессов аустенитного превращения.

**Методика эксперимента.** Исследования проводили на трубных образцах из стали 30ХГСА. Длина образцов 15 мм, внутренний диаметр 8 мм, наружный – 10 мм.

Для создания максимального предварительного фазового наклепа образцы три раза закаливали по следующей технологии: температура нагрева под закалку 900 °С, закалочная среда – проточная техническая вода температурой 6 °С (объем закалочного бака ~ 1 м<sup>3</sup>). После закалки образцы нагревали в расплаве соли (50 % NaCl + 50 % KCl) температурой 800–900 °С со средней скоростью ~ 700 К/с, выдерживались при температуре аустенизации 1–15 с и охлаждали в проточной технической воде температурой 6 °С.

После термической обработки образцы подвергали механическим испытаниям в сложнагруженном состоянии на сплющивание по ГОСТ 8695–75 до полного разрушения на испытательной машине INSTRON 3382K7046. По диаграммам нагружения (нагрузка – деформация) определялись механические характеристики образца: нагрузка в момент образования трещины  $P_{тр}$ ; нагрузка, соответствующая пределу текучести  $P_{0,2}$ ; деформация трубы (изменение внешнего диаметра) в момент появления трещины  $h_{тр}$ .

В процессе механических испытаний фиксировали сигналы акустической эмиссии (АЭ) [5–6] широкополосным датчиком АЭ Globaltest GT301. Для акустического демпфирования образца между ним и захватами испытательной машины устанавлива-

ли резиновые прокладки толщиной 1,5 мм. При анализе информации о АЭ использовали методику дифференциации сигналов АЭ по типам генерирующих их источников [7, 8] для определения степени вязкости разрушения и исследования кинетики деформации и разрушения.

Кроме испытания на сплющивание, проводился микроструктурный анализ с использованием металлографического микроскопа Planar MICRO200; измерялись твердость образцов по методу Роквелла (HRC) и микротвердость по ГОСТ 9450–76 с применением четырехгранной алмазной пирамиды на микротвердомере Shimadzu HNV-2T; определялась упругая составляющая внутренней энергии (энергии Гиббса) по результатам измерения микротвердости  $HV_{0,01/5}$ ,  $HV_{0,025/5}$ ,  $HV_{0,05/5}$ ,  $HV_{0,1/5}$ ,  $HV_{0,2/5}$ . Анализ энергии Гиббса производился для косвенной оценки степени концентрации дислокаций.

**Результаты экспериментов и их обсуждение.** Из представленных диаграмм видно, что режимы повторной аустенизации (800 °С, 9 с; 860 °С, 5 с; 900 °С, 4 с) обеспечивают максимальные значения пластических характеристик (рис. 1), минимальные значения твердости (рис. 2). Режимы 800 °С, 15 с; 860 °С, 10 с; 900 °С, 7 с обеспечивают минимальную пластичность, твердость, внутреннюю энергию (рис. 3) и прочность, сопоставимые с показателями традиционно

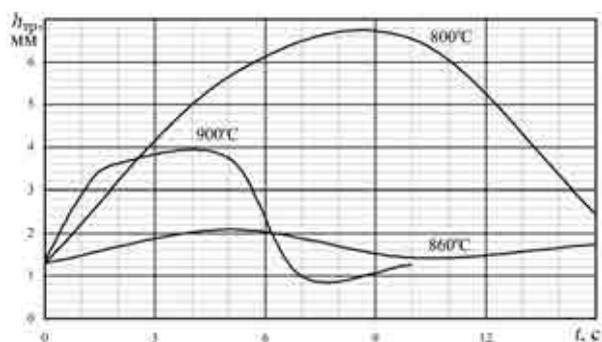


Рис. 1. Зависимость пластичности стали 30ХГСА от температурно-временных условий повторной аустенизации

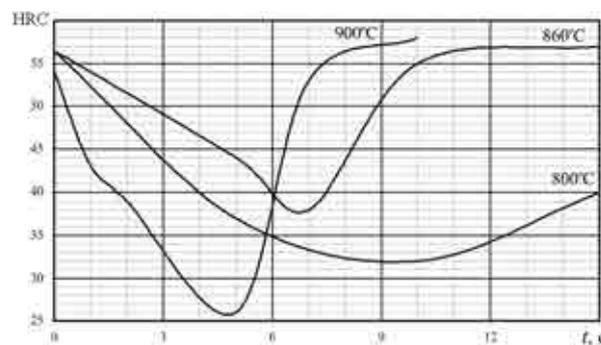


Рис. 2. Влияние условий аустенизации закаленной стали 30ХГСА на ее твердость

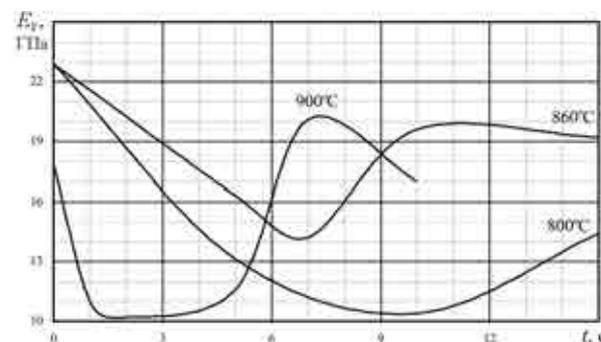


Рис. 3. Зависимость упругой составляющей энергии Гиббса от температурно-временных условий повторной аустенизации

закаленной стали (рис. 4) за исключением режимов нагрева до 800 °С. Минимальная прочность достигается при следующих режимах аустенизации: 800 °С, 15 с; 860 °С, 7 с; 900 °С, 5 с. Микроструктуры стали после указанных режимов термической обработки также обладают сходством (рис. 5). Анализ кинетики деформации и разрушения методом АЭ (рис. 6) подтверждает выявленные закономерности.

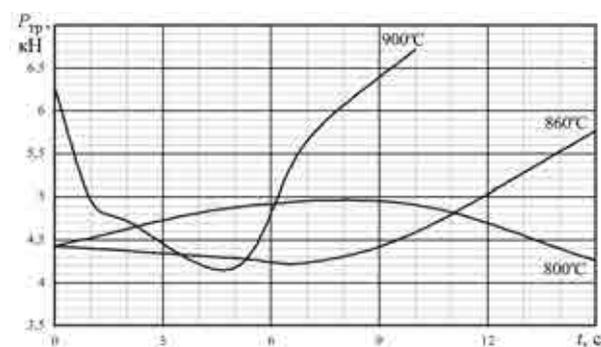
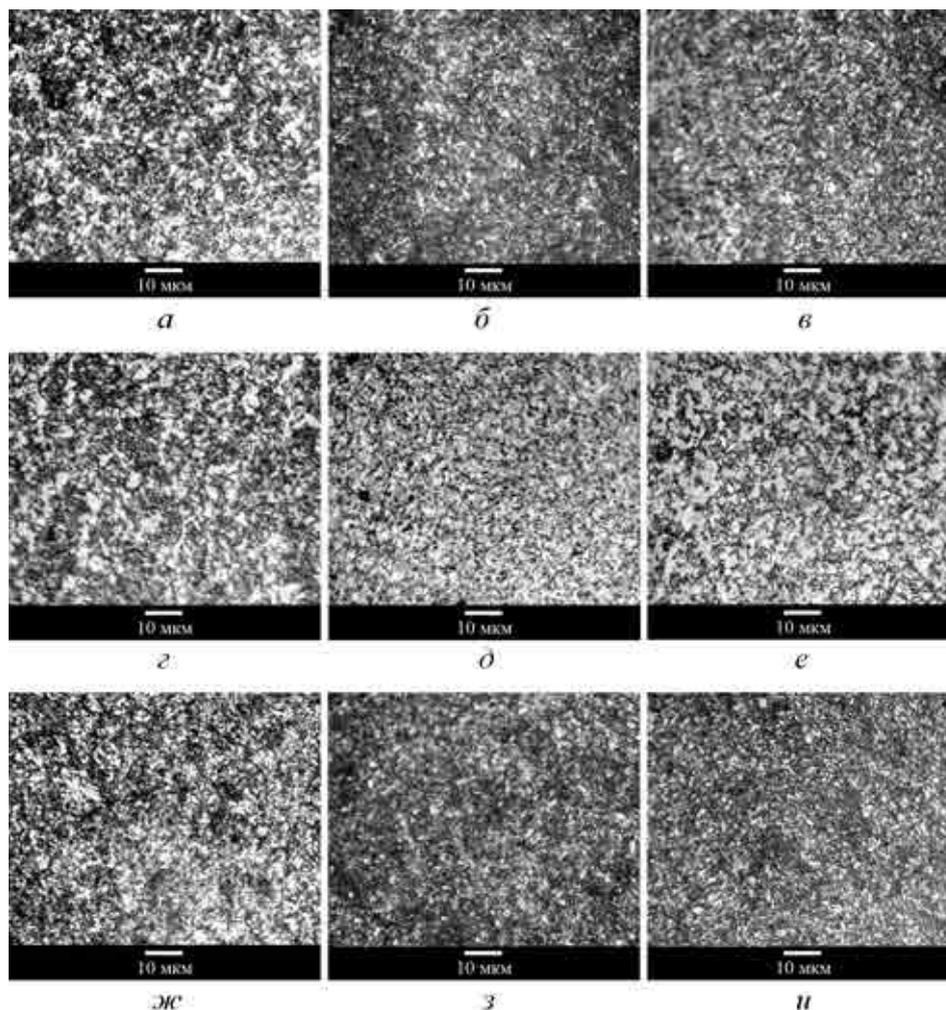


Рис. 4. Влияние температурно-временных условий аустенитного превращения на прочность стали 30ХГСА



**Рис. 5. Микроструктуры образцов при эквивалентных режимах повторной аустенизации:**  
*a* – 900 °С, 2 с; *б* – 860 °С, 5 с; *в* – 800 °С, 10 с; *г* – 900 °С, 5 с; *д* – 860 °С, 7 с; *е* – 800 °С, 10 с;  
*ж* – 900 °С, 7 с; *з* – 860 °С, 10 с; *и* – 800 °С, 15 с

Полученные данные показывают, что процессы, происходящие во время повторной аустенизации при разных температурах, подобны, но отличаются скоростью фазового превращения. Эта скорость на начальной стадии, называемой инкубационным периодом или предпревращением, зависит от скорости зарождения центров превращения, определяемой выигрышем в свободной энергии при увеличении количества новой фазы и диффузионной подвижностью атомов. Эти показатели зависят от степени перегрева и при аустенитном превращении повышаются с увеличением перегрева, то есть увеличение температуры аустенизации приводит к снижению длительности инкубационного периода и повышению скорости

самого фазового превращения, что полностью соответствует результатам, полученным на практике.

Для оценки зависимости скорости предпревращения от температуры аустенизации можно воспользоваться уравнением Колмогорова–Маркина, описывающим кинетику фазового превращения. Уравнение имеет следующий вид:

$$V = V_0 \left[ 1 - \exp \left( -\frac{\pi}{3} n c^3 \tau^4 \right) \right],$$

где  $V$  – объем новой фазы,  $V_0$  – начальный объем исходной фазы,  $n$  – скорость зарождения центров превращения,  $c$  – скорость роста кристаллов новой фазы,  $\tau$  – длительность изотермической выдержки [9]. Уравнение Аврами аналогично описывает кинетику

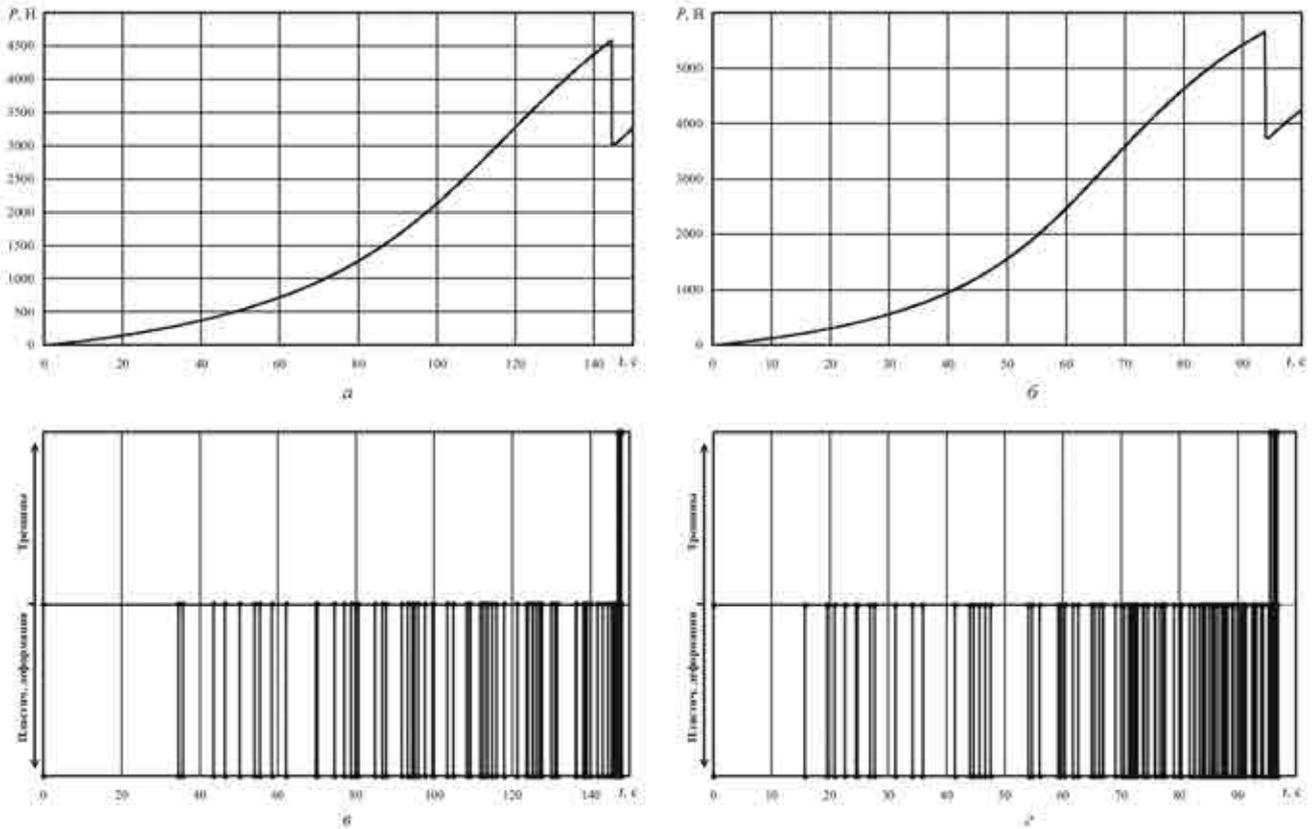


Рис. 6. Диаграммы механического испытания на сплющивание (а, б) трубных образцов из стали 30ХГСА, совмещенные с результатами исследования их кинетики деформации и разрушения методом АЭ (в, г) после различных режимов аустенизации стали: 860 °С, 10 с (а, в) и 900 °С, 7 с (б, г)

фазового превращения:  $\frac{V}{V_0} = 1 - \exp(-K\tau^n)$ , где  $K$  и  $\tau$  – кинетические параметры; причем параметр  $n$  определяется типом материала и видом фазового превращения, а параметр  $K$  характеризует скорость зарождения и роста новой фазы [10]. Так как моментом завершения инкубационного периода предпревращения считается момент фиксируемого начала превращения, то для этого момента  $\frac{V}{V_0} = \text{const}$  при разных температурах. На стадии предпревращения скорость зарождения центров превращения практически линейно зависит от степени перегрева, а скорость роста кристаллов новой фазы неизменна. Поэтому для стадии предпревращения будут справедливы следующие уравне-

$$\text{ния: } \tau = \sqrt[4]{\frac{-\ln\left(1 - \frac{V}{V_0}\right)}{\frac{\pi}{3}nc^3}} \quad \text{и} \quad \tau = \sqrt[n]{\frac{-\ln\left(1 - \frac{V}{V_0}\right)}{K}} \sim$$

$\sim (T - A_{c1})^{-\frac{1}{n}}$ . Для постоянной скорости зародышеобразования принимается  $n = 4$  [10]. То есть длительность изотермической выдержки и температура аустенизации на стадии предпревращения связаны следующим соотношением:  $\tau = A(T - A_{c1})^{-\frac{1}{4}}$ , где  $A$  – коэффициент пропорциональности, характеризующий степень завершенности инкубационного периода для данных температурно-временных условий,  $A_{c1}$  – температура аустенитного превращения. Для стадии аустенитного превращения зависимость будет более сложной из-за изменения скоростей образования и роста новой фазы.

В вышеприведенных расчетах используется температура точки  $A_{c1}$ . Необходимо отметить, что эта температура определяется не только химическим составом материала, но и скоростью его нагрева в области температуры полиморфного превращения [11].

Для исследованных режимов температура начала аустенитного превращения изменялась в пределах  $A_{c1} = 790 \dots 830 \text{ }^\circ\text{C}$  [11], при этом скорость нагрева в области указанной точки изменялась в пределах  $20 - 180 \text{ K/s}$ . Приведенные данные получены на основании расчета кинетики нагрева образца.

Кроме длительности самого инкубационного периода в расчетах также необходимо учитывать длительность прогрева образца, которая зависит как от температуры и физических свойств окружающей среды, так и от физических свойств материала, размеров и конфигурации образца. Для исследованных образцов длительность прогрева до температуры аустенизации, полученная путем математического моделирования, составила  $0,95 - 3 \text{ с}$ . В результате уравнение длительности изотермической выдержки модифицировалось до следующего вида:

$$\tau(T) = t_{\text{прог}}(T) + A(T - A_{c1}(T))^{-\frac{1}{4}}, \quad \text{где } t_{\text{прог}} = -\tau_{\text{прог}} \ln \left( 1 - \frac{T}{T_0} \right) - \text{длительность прогрева}$$

образца;  $\tau_{\text{прог}}$  – постоянная времени прогрева (зависит от физических свойств нагревательной среды, материала образца, формы и размеров образца);  $T_0$  – температура нагревательной среды.

Графически полученную зависимость длительности изотермической выдержки от температуры аустенизации, обеспечивающих подобные свойства стали, можно изобразить в виде изолиний (рис. 7). Изображенные линии показывают режимы термообработки, обеспечивающие подобные свойства стали только в качественном выражении, количественные показатели механических характеристик образцов значительно зависят от температуры аустенизации: понижение этой температуры приводит к снижению прочностных показателей и повышению пластических свойств особенно при температуре, близкой к температуре начала

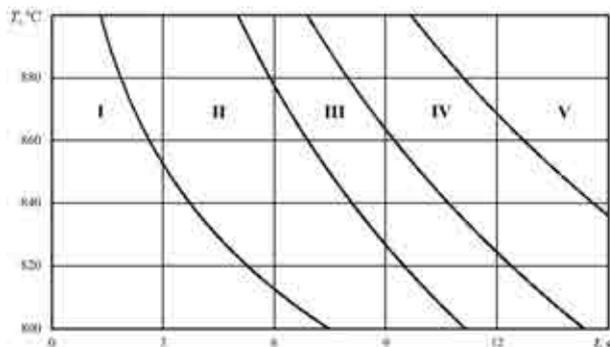


Рис. 7. Эквивалентные режимы повторной аустенизации

аустенитного превращения.

Изотермические выдержки в интервале I на рис. 7 соответствуют начальным фазам аустенитного превращения. На этом этапе сохраняется мартенситная структура, но начинается процесс первичной рекристаллизации с образованием новых зерен и процессы растворения карбидов. Кроме того, к этому моменту времени уже произошло упорядочение нано- и мезодефектной структуры и сняты критические степени искажения кристаллической решетки (см. рис. 3) при сохранении высокой степени плотности дефектов. Рассматриваемая стадия сопровождается значительным повышением пластических свойств (см. рис. 1).

Изотермические выдержки в интервале II на рис. 7 соответствуют стадии развития аустенитного превращения. В это время повышается диффузионная подвижность атомов, увеличивается активность границ зерен, продолжается первичная рекристаллизация, активно протекают процессы упорядочения дефектной структуры, особенно на границах зерен, и в результате полной многоуровневой релаксации дефектов на всех масштабных уровнях снижается концентрация дефектов. Кроме того, на этой стадии активно протекают процессы распада мартенсита. Эти процессы приводят к значительному росту пластических характеристик и снижению прочностных свойств. Максимум пластических характеристик (см. рис. 1) и минимум прочностных пока-

зателей (см. рис. 2, 4) приходится на конец этого интервала, при этом степень разупрочнения материала превышает разупрочнение, получаемое при отпуске.

Интервал изотермических выдержек III на рис. 7 соответствует стадии аустенитного превращения, на которой происходит фазовая трансформация благодаря высокой скорости образования центров рекристаллизации и высокой скорости самого аустенитного превращения. Механические свойства образцов, подвергнутых повторной аустенизации с изотермической выдержкой в конце этого интервала, аналогичны свойствам однократно закаленных образцов.

Следующий этап аустенитного превращения приходится на интервал IV на рис. 7. Эта фаза является завершающим этапом аустенитного превращения, характеризующимся замедлением скорости фазового перехода вследствие снижения количества ферритно-цементитной смеси. «Работа» в этом интервале изотермических выдержек обеспечивает большее измельчение аустенитного и мартенситного зерна по сравнению с их размерами в закаленном состоянии, что обуславливает повышение внутренней энергии и прочностных свойств стали при некотором снижении пластических характеристик.

Дальнейшее увеличение изотермической выдержки (интервал V на рис. 7) обуславливает рост аустенитных зерен при незначительном изменении механических характеристик.

Особый интерес представляют режимы аустенизации на границе между I и II стадиями (см. рис. 7). Эти режимы обеспечивают максимальное снятие внутренних критических напряжений (см. рис. 3) при оптимальном сочетании практически максимальных пластических показателей (см. рис. 1) и достаточно высоких показателей прочности (см. рис. 2, 4).

## Выводы

1. Использование эффектов аустенитного предпревращения представляется перспективным направлением совершенствования технологий термической обработки авиационных сталей, позволяющей в широком диапазоне не только изменять их механические свойства, но и создавать дефектную структуру с требуемой высокой плотностью дефектов и оптимальным распределением дислокаций на мезо- и наноуровнях.

2. Температура нагрева под аустенизацию на завершающем этапе термической обработки оказывает значительное влияние на скорость процессов фазового предпревращения. Длительность инкубационного периода аустенитного превращения определяется длительностью прогрева образца до температуры аустенизации (зависящей от физических свойств обрабатываемого материала и нагревательной среды, а также от размеров и формы изделия) и перегревом образца по отношению к температуре начала аустенитного превращения (определяемой химическим составом материала и скоростью его нагрева).

3. Для повышения эффективности использования аустенитного предпревращения представляет интерес снижение температуры аустенизации в целях замедления процессов фазового предпревращения и, следовательно, более точного доведения структуры материала до требуемой стадии аустенитного предпревращения. Однако, когда перегрев близок к нулю, наблюдается значительное снижение прочностных характеристик и повышение пластических свойств.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Фролов А.В., Муравьев В.И., Мартынюк А.М. и др. Влияние фазовых превращений на субструктуру и свойства среднелегированных сталей // *Металлургия машиностроения*. 2012. № 2. С. 5–9.

2. **Муравьев В.И., Фролов А.В., Кириков А.В. и др.** Использование эффектов аустенитного преобразования и превращения при термической обработке конструкционных сталей // Вопросы материаловедения. 2012. № 3. С. 7–14.

3. **Лариков Л.Н.** Залечивание дефектов в металлах. Киев: Наукова думка, 1980. 280 с.

4. **Рыбакова Л.М.** Механические свойства и субструктура металлов // МиТОМ. 1994. № 10. С. 12–17.

5. **Семашко Н.А., Фролов А.В., Муравьев В.И. и др.** Применение новых параметров акустической эмиссии для прогнозирования предельных механических характеристик титанового сплава ОТ4 // Контроль. Диагностика. 2002. № 12. С. 24–27.

6. **Семашко Н.А., Муравьев В.И., Фролов А.В. и др.** Акустическая эмиссия при решении некоторых вопросов авиационного производства // Авиационная промышленность. 2004. № 2. С. 85–89.

7. **Семашко Н.А., Муравьев В.И., Фролов А.В. и др.** Акустическая эмиссия в исследовательской

практике пластической деформации и разрушения материалов // Материаловедение. 2004. № 7. Специальный выпуск. С. 36–40.

8. **Семашко Н.А., Муравьев В.И., Башков О.В., Фролов А.В.** Прогнозирование предельного состояния сплава ОТ-4 с использованием метода акустической эмиссии // Контроль. Диагностика. 2001. № 6. С. 30–31.

9. **Новиков И.И.** Теория термической обработки металлов. М.: Металлургия, 1986. 480 с.

10. **Аржавитин В.М.** Изучение процессов фазового распада метастабильных сплавов методами измерения внутреннего трения и модуля Юнга // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2009. № 12. С. 32–36.

11. **Зимин Н.В.** О влиянии температуры, скорости нагрева и исходного состояния структуры углеродистых сталей на процессы образования в них аустенита // Металлообработка. 2006. № 1. С. 41–47.

### Уважаемые читатели!

Продолжается подписка  
на журнал “Авиационная промышленность” на 2014 г.

Подписаться на журнал можно в почтовых отделениях России  
по каталогу Роспечати и в редакции по счету.

Стоимость годовой подписки **8000 руб.**

Подписной индекс **85240**

Контактный тел.: **(499) 371-86-66**

E-mail: **ap.red@yandex.ru**

## КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ, РЕСУРС

### О ПРЕИМУЩЕСТВАХ ЛИДЕРНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ГТД КАК ОСНОВЫ ПРОДЛЕНИЯ ИМ СРОКОВ СЛУЖБЫ

*А.В.Кречко; В.И.Плужников, канд. техн. наук;  
К.Л.Супонько, канд. техн. наук; Г.П.Щеголев, докт. техн. наук  
(НИЦ ЭРАТ, г. Люберцы МО РФ)*

Предложена модель выбора рационального соотношения значений ресурса и срока службы ГТД в зависимости от среднегодовой удельной наработки. Показаны преимущества лидерной эксплуатации по сравнению с другими способами увеличения (продления) сроков службы ГТД.

**Ключевые слова:** лидерная эксплуатация, срок службы, ресурс, авиационные двигатели.

ON ADVANTAGES OF LEADER OPERATION OF GAS TURBINE ENGINES AS A BASIS FOR EXTENSION OF SERVICE LIFE. *A.V.Krechko; V.I.Pluzhnikov, Cand.Techn.Sc; K.L.Supon'ko, Cand.Techn.Sc; G.P.Schegolev, Dr.Techn.Sc.*

A model to select rational correlation between the gas turbine engine overhaul life and its service life depending on the average annual specific engine operating time is offered. Advantages of the leader operation compared with other ways to extend (prolong) gas turbine engine service life are shown.

**Keywords:** leader operation, service life, overhaul life, aircraft engines.

В государственной авиации России активно ведутся работы по продлению сроков службы (эксплуатации и хранения) авиационных двигателей в зависимости от их технического состояния на основе лидерной эксплуатации. Прежде всего определяется возможность проведения лидерной эксплуатации авиадвигателей по результатам оценки эксплуатационной надежности, а также структура организации лидерной эксплуатации партии двигателей после достижения ими установленных сроков службы и методика исследования технического состояния лидерных ГТД.

При получении положительных результатов указанного комплекса мероприятий принимается совместное решение заказчика,

разработчика и изготовителя о возможности продления (увеличения) срока службы группе однотипных ГТД. Потом решение подтверждается, как правило, соответствующим эксплуатационным бюллетенем и распространяется на весь парк однотипных авиадвигателей, прошедших лидерную эксплуатацию.

Эксплуатация – это стадия жизненного цикла изделия, на которой реализуется, поддерживается и восстанавливается его качество [1]. Эксплуатация предусматривает использование по назначению; транспортирование; хранение; техническое обслуживание; ремонт изделия.

Термин «лидерная эксплуатация» впервые был официально регламентирован в

2007 г. Лидерная эксплуатация – это штатная процедура для фиксированного числа ГТД, выделенных для более интенсивного расходования ресурса (по сравнению с обычной штатной эксплуатацией). Такая процедура проводится для получения опережающей информации о влиянии повышенного уровня наработки или срока эксплуатации на их техническое состояние, а также для определения возможности и условий установления новых (более высоких) значений показателей долговечности и для других однотипных ГТД [2].

Лидерная эксплуатация за последние годы в России использовалась достаточно активно, данные по ее применению позволили увеличить первоначально установленные сроки службы практически всем без исключения типам авиадвигателей государственной авиации в 2–2,5 раза без снижения уровня безопасности полетов. Отметим, что авиационных происшествий и серьезных авиационных инцидентов по причине отказов авиационных ГТД, связанных с их длительными сроками службы, не было.

Система лидерной эксплуатации позволяет полностью исключить весьма объемные и дорогостоящие материальные затраты на проведение многочисленных стендовых и лабораторных исследований двигателей и их агрегатов, а также любых комплектующих элементов летательного аппарата в целом. Кроме того, применение такого подхода дает возможность существенно сократить сроки проведения исследований, повысить качество и достоверность получаемых при этом результатов, поскольку все лидерные испытания являются, по сути, натурными. Они позволяют учитывать весь комплекс эксплуатационных возмущающих факторов, что очень важно при решении вопросов долговечности силовых установок летательных аппаратов. При стендовых испытаниях такого результата, как известно, достичь не всегда возможно.

Своевременная опережающая информация о фактическом состоянии лидерных авиадвигателей обеспечивает возможность получения достоверных данных об их техническом состоянии с высокой точностью так как учитывает воздействие полного спектра реальных нагрузок и эксплуатационных факторов внешней среды. Значит и выводы, сделанные по результатам такой лидерной эксплуатации, полностью объективны, достоверны и обоснованы.

Полная номенклатура понятий о различных сроках службы и ресурсов, применяемых в отечественном авиадвигателестроении, приведена в работе [4]. В статье при использовании термина «срок службы» понимается только срок службы до 1-го капитального ремонта и межремонтный срок службы (эксплуатации и хранения). Однако сроки хранения в реальной эксплуатационной практике, как правило, рассматриваются в несколько более расширенном диапазоне, поскольку имеют целый ряд специфических особенностей. Наиболее характерным примером длительного хранения ГТД у нас в стране стало хранение двигателя Р13-300 на авиазаводе «Сокол». Этот двигатель после нескольких полетов в составе самолета МиГ-21 был снят с самолета и поставлен на хранение в незаконсервированном состоянии. Двигатель был помещен в негерметичный полихлорвиниловый чехол, а складское помещение, где он хранился, не отапливалось. Важно отметить, что его топливная система была заполнена в полном объеме. В таких условиях двигатель хранился в течение 28 лет и 2 месяцев. После такого длительного хранения двигатель был доставлен на НПП «Мотор». Здесь он прошел полный цикл стендовых поверочных испытаний, в процессе которых было установлено, что все агрегаты и трубопроводы двигателя сохранили полную герметичность. Все детали, за редким исключением, были в удовлетворительном состоя-

нии. Так, например, на внешних поверхностях отдельных узлов, агрегатов и деталей были отмечены незначительные поверхностные коррозионные поражения, которые не повлияли на прочностные свойства их материалов. Испытания показали, что все его контролируемые параметры соответствовали требованиям технических условий для вновь изготовленных двигателей, выявлено лишь незначительное (на 10–15 %) ухудшение характеристик приемистости при выходе на режимы «максимал» и «полный форсаж». Полученные результаты данного «незапланированного» эксперимента позволяют (с некоторыми допущениями) сделать вывод о том, что верхние границы предельных значений сроков службы (эксплуатации и хранения в неотапливаемых помещениях) авиационных ГТД могут находиться в диапазоне 28–30 лет.

Повторяющиеся случаи негерметичности трубопроводов и гидромеханических агрегатов топливной системы являются сигналом приближения к предельному значению срока службы двигателя. Причинами негерметичности соединений трубопроводов могут быть либо неправильный монтаж уплотнительных колец при изготовлении или капитальном ремонте (чаще всего проявляется при небольшой наработке), либо снижение упругопрочностных свойств РТД (резиновых технических деталей).

Старение и потери упругопрочностных свойств РТД активизируются при воздействии солнечного света и воздуха. Поскольку РТД двигателя защищены от воздействия солнечного света, необходимо обеспечивать постоянное заполнение топливных систем двигателей при длительных перерывах в полетах.

Снижение упругопрочностных свойств РТД во внутренних полостях агрегатов (внутренняя негерметичность) приводит к повышенным утечкам топлива в дренажи и к изменению контролируемых параметров

двигателя. При обнаружении повышенных утечек топлива в дренажи целесообразно опробовать двигатель с помощью пультов эксплуатационного контроля или применяя программно-аппаратные комплексы диагностического контроля.

При соблюдении требований руководств по техническому обслуживанию процесс снижения упругопрочностных свойств РТД в эксплуатации происходит постепенно и сопровождается признаками предотказного состояния. Детальные исследования РТД современных авиадвигателей после их эксплуатации и хранения в течение 20–23 лет показывают, что количественные значения показателей их упругопрочностных свойств в большинстве случаев соответствуют нормативным значениям этих показателей для новых РТД. Следовательно, при соблюдении требований руководств по техническому обслуживанию и хранению срок службы современных двигателей может достигать 28–30 лет.

Другим примером продления срока службы эксплуатации и хранения авиационных ГТД является проведенный в 1999–2000 гг. комплекс работ с двигателем Р195. Один из двигателей, хранившийся на складе в заводской упаковке, был направлен на 218 АРЗ (г. Гатчина) для исследования его технического состояния. Срок хранения двигателя был превышен на 7 лет.

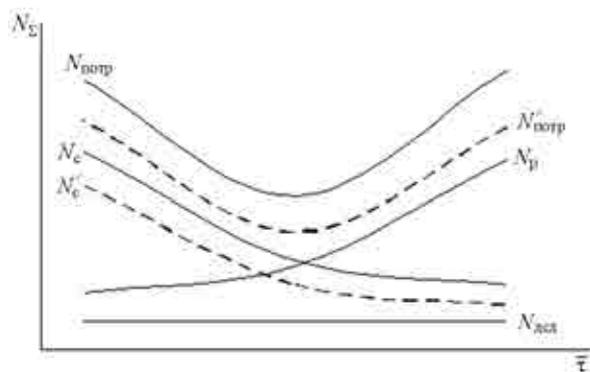
После проведения стендовых испытаний двигатель был разобран и продефектирован. В результате исследования было установлено, что после 10-летнего хранения в заводской упаковке контролируемые параметры и техническое состояние узлов и деталей двигателя не имеют отклонений от требований технических условий. Для ввода в строй других двигателей данной партии (18 двигателей) было рекомендовано проверить качество заводской упаковки, расконсервировать двигатели, установить их на самолет и опробовать с помощью пультов эксплуатацион-

ного контроля в объеме регламентных работ, затем опробовать вновь установленные двигатели в полете.

При получении положительных результатов (после выполнения перечисленных выше работ) двигатель допускался к эксплуатации без каких-либо ограничений в пределах, действовавших на тот момент ресурсов и сроков службы. К настоящему времени все 18 двигателей P195, которые были допущены к эксплуатации после истечения сроков хранения в заводской упаковке, успешно выработали ресурс до 1-го ремонта без замечаний. По сути, это было лидерное хранение группы двигателей, результат его – успешная выработка ими в условиях эксплуатации установленного ресурса.

Для четкого понимания механизма, сопровождающего протекающие при длительной эксплуатации и хранении ГТД процессы, целесообразно их рассмотреть в несколько расширенном формализованном виде. В первую очередь надо уяснить зависимости числа двигателей, снятых с эксплуатации, от уровней их среднегодовой наработки. Качественный характер протекания данных зависимостей представлен на рисунке.

По рисунку видно, что функциональная зависимость суммарного числа однотипных авиадвигателей, снимаемых с эксплуатации по разным причинам, от их среднегодовой удельной наработки  $\bar{\tau}$  носит, как правило, достаточно пологий характер, без резких переходов, срывов и изломов. Аналитически



функциональную зависимость  $N_{\Sigma} = f(\bar{\tau})$  можно интерпретировать в следующем виде:

$$N_{\Sigma} = N_c + N_p + N_{дсд} - N_{лид}.$$

Здесь  $N_c$  – число двигателей, снимаемых с эксплуатации по причине истечения установленных сроков службы;  $N_p$  – число двигателей, снимаемых с эксплуатации по выработке установленных ресурсов;  $N_{дсд}$  – число двигателей, снимаемых с эксплуатации досрочно, до выработки установленных ресурсов (или истечения установленных сроков службы), в рассматриваемой модели эта величина для однотипных двигателей принята постоянной, не зависящей от  $\bar{\tau}$ ;  $N'_c$  – число двигателей, снимаемых с эксплуатации по истечению установленных сроков службы с учетом их числа в лидерной группе  $N_{лид}$ , то есть  $N'_c = N_c - N_{лид}$ ;  $N_{потр}$  – интегральная численность однотипных двигателей, потребная для восстановления исправности самолетного (вертолетного) парка путем замены ГТД, снятых с эксплуатации по любым причинам, исправными;  $N'_{потр}$  – интегральная численность двигателей, потребных для восстановления исправности самолетного (вертолетного) парка с учетом численности лидерной группы ГТД, имеющей срок службы выше установленного.

Анализ модели, представленной на рисунке, показывает, что оптимальное для любого эксплуатанта значение функции  $N_{потр} = f(\bar{\tau})$  соответствует ее минимуму. Физически это определяет минимальное число исправных двигателей, необходимых для поддержания исправности воздушных судов и рационального использования имеющихся запасов ресурса и срока службы парка ГТД. В точке минимума функции установленный ресурс  $R_{уст}$  и срок службы  $S_{уст}$  соответствуют соотношению:

$$R_{уст} / \bar{\tau} = S_{уст}.$$

На участках функции  $N_{потр} = f(\tau)$ , расположенных слева и справа от ее минимума,

соотношение действующих показателей долговечности не соответствует приведенному выражению. В этих областях показатели долговечности  $R$  и  $S$  либо завышены, либо занижены. Поэтому они и не являются оптимальными.

Оптимальные значения  $R$  и  $S$  в общем случае должны устанавливаться заказчиком уже в период формирования ТТЗ на двигатель в зависимости от ожидаемой величины  $\bar{\tau}$ . Однако величина  $\bar{\tau}$  – трудно предсказуема, поскольку зависит от многих практически непрогнозируемых факторов.

В настоящее время произошло заметное увеличение  $\bar{\tau}$  до 100 ч, а в отдельных случаях до 300–400 ч.

Понятно, что в соответствии с колебаниями  $\bar{\tau}$  происходит также и соответствующее изменение рациональных значений показателей сроков службы применительно к любому объекту исследования в целом, в том числе и к авиационным двигателям. В качестве примера можно привести следующие данные. Так, к началу 90-х годов основная масса двигателей воздушных судов государственной авиации военного назначения имела достаточные запасы ресурсов ГТД при установленных им сроках службы всего лишь 7–8 лет. К концу 90-х годов (когда уменьшилась интенсивность полетов) это привело к необходимости активного проведения работ по продлению сроков их службы для обеспечения выработки ресурса, что и было успешно реализовано. Причем весьма эффективной основой проведения таких работ стала именно лидерная эксплуатация определенных партий (групп) авиадвигателей и последующее детальное исследование их технического состояния по отдельным лидерным экземплярам ГТД. Работы проводились поэтапно, по результатам этих работ были разработаны соответствующие нормативные документы по увеличению (продлению) действующих сроков службы (эксплуатации и хранения), как правило, на 1 год.

В настоящее время сроки службы (эксплуатации и хранения) большинства типов двигателей воздушных судов государственной авиации уже достигли уровней 20–24 года.

Следует отметить, что лидерная эксплуатация уже на стадии ее проведения повышает численность исправного парка воздушных судов. Так, в течение последних лет численность лидерных групп двигателей государственной авиации военного назначения составляла от 20 до 70 двигателей, это заметный прирост парка исправных воздушных судов.

Использование лидерной эксплуатации дает следующие очевидные преимущества:

- возникает возможность относительно недорогого и оперативного получения максимально достоверной опережающей информации о влиянии всего спектра реальных эксплуатационных факторов и условий эксплуатации в различных климатических зонах на долговечность и надежность лидерных объектов;

- отпадает необходимость в проведении большого комплекса дорогостоящих стендовых и лабораторных испытаний и исследований, которые к тому же не всегда достаточно достоверно воспроизводят в полном объеме реальные условия эксплуатации;

- повышается численность исправного парка воздушных судов за счет продолжения эксплуатации лидерных двигателей еще до принятия решения о продлении срока службы всему парку однотипных авиадвигателей.

Таким образом, реализация в широкой эксплуатационной практике проверенной временем процедуры по организации лидерной эксплуатации не только авиационных ГТД, но и любых элементов летательных аппаратов целесообразна. Она позволяет в кратчайшие сроки достоверно и с минимальными затратами получать полную и достоверную информацию об изменяющемся техническом состоянии лидерных объек-

тов. Поэтому возникает реальная возможность принятия взвешенных и обоснованных решений по продлению (увеличению) им сроков службы. Для современных условий данный путь является менее затратным и экономически выгодным.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. ГОСТ 25866–83. Эксплуатация техники. Термины и определения.
2. ГОСТ РВ 0101-001–2007. Эксплуатация и ремонт изделий военной техники. Термины и определения.
3. ГОСТ Р 53480–2009. Надежность в технике. Термины и определения.

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СБОРОЧНО-СТЫКОВОЧНЫХ ОПЕРАЦИЙ В ПОДГОТОВКЕ ИЗДЕЛИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА ТЕХНИЧЕСКОЙ ПОЗИЦИИ

*А.В. Торпачев, канд. техн. наук («МАТИ – Российский государственный технологический университет имени К.Э. Циолковского»)*

Приведены результаты разработки метода выполнения сборочно-стыковочных процессов при подготовке аэрокосмических изделий на технической позиции, основанного на применении автоматизированного контрольно-измерительного стенда.

**Ключевые слова:** сборочно-стыковочное оборудование, техническая позиция, обслуживание изделий.

IMPROVING ASSEMBLY AND MATING OPERATIONS DURING PREPARATION OF AEROSPACE PRODUCTS AT THE PROCESSING SITE. *A.V. Torpachev, Cand. Techn. Sc.*

Results of development of a new assembly and mating method during preparation of aerospace products at the processing site based on the use of the automated measuring bench are presented.

**Keywords:** assembly equipment, processing site, maintenance of products.

Эффективное выполнение сборочно-стыковочных технологических операций на технической позиции во многом определяет эксплуатационные характеристики изделий аэрокосмической техники, обеспечивает их безотказность и надежность. Практика эксплуатации космических средств показывает, что доля дефектов и отказов, выявляемых на технической позиции космодрома, составляет до 30 % от общего числа отказов и дефектов, выявляемых при подготовке к пуску, в процессе его, в полете и при выведении на орбиту. Поэтому существенное значение

приобретает решение задачи улучшения эксплуатационных характеристик аэрокосмической техники путем разработки методов обеспечения ее технического состояния, в первую очередь безотказности (результативности, надежности), за счет совершенствования сборочно-стыковочных операций на технической позиции.

Для решения этой задачи разработаны математические модели изменения характеристик безотказности изделий при операциях стыковки, которые являются универсальными по отношению к конструкции обслу-

живаемых изделий и их составных частей:

1. Технологическая модель обслуживаемых изделий

$$M_0 = (D, C, H, \eta, \Psi, \xi),$$

где  $D$  – множество стыкуемых элементов конструкции изделий;  $C$  – множество сопряжений между этими элементами;  $H$  – совокупность технологических режимов выполнения сборочно-стыковочных операций;  $\eta$  – множество законов движения стыкуемых изделий в трехмерном пространстве;  $\Psi$  – функция, задающая конкретные технологические режимы, необходимые для реализации каждого сопряжения;  $\xi$  – функция, определяющая возможные относительные перемещения стыкуемых изделий.

2. Модель пространственного размещения изделий при выполнении сборочно-стыковочных операций

$$M_u = (D, D^0, D^k, \alpha),$$

где  $D$  – множество стыкуемых элементов конструкции изделий;  $\alpha \subseteq D$  – множество, каждый компонент которого определяет начальное  $D^0$  и конечное  $D^k$  положение соответствующего элемента конструкции обслуживаемого изделия в рабочем пространстве сборочно-стыковочного оборудования.

3. Математическая модель технологического базиса для выполнения сборочно-стыковочных операций

$$M_A = (A, H, \eta, Y, \chi, \vartheta, \upsilon),$$

где  $A = \{a_\ell\}$ ,  $\ell = \overline{1, m}$  – множество, обозначающее различные сборочно-стыковочные агрегаты и устройства в составе технологического оборудования;  $Y = \{Y_1, Y_2, \dots, Y_n\}$  –  $n$ -мерное пространство технико-экономических параметров, характеризующих сборочно-стыковочные агрегаты и устройства;  $\chi: A \rightarrow H$  – функция, ставящая в соответствие каждому сборочно-стыковочному агрегату и устройству множество технологических режимов, обеспечиваемых в процессе обслуживания изделий;  $\vartheta: A \rightarrow n$  – функционал, описывающий множество законов движения, реализуемых каждым сбо-

рочно-стыковочным агрегатом и устройством;  $\upsilon: A \rightarrow Y$  – функция, определяющая технико-экономические характеристики каждого сборочно-стыковочного агрегата и устройства;  $H$  и  $\eta$  определены выше, при описании технологической модели обслуживаемых изделий.

4. Директивная модель сборочно-стыковочного процесса с изделиями

$$M_d = (V, N, \Delta, R),$$

где  $V = \{v_m\}$ ,  $m = \overline{1, M}$  – множество различных вариантов выполнения сборочно-стыковочного процесса, генерируемых при проектировании;  $\Delta: v \rightarrow N$  – функционал, регламентирующий допустимые значения параметров сборочно-стыковочного процесса;  $N = \{N_1, N_2, \dots, N_k\}$  – множество допустимых параметров процесса обслуживания изделий на технической позиции;  $R$  – правила, содержащие представления о критериях предпочтения при решении задачи выбора оптимального варианта осуществления сборочно-стыковочного процесса.

5. Модель функционирования сборочно-стыковочного оборудования при выполнении технологических операций с изделиями

$$M_\Sigma = (S, U, N, q, f),$$

где  $S$  – множество состояний изделий при выполнении сборочно-стыковочных операций;  $U$  – множество воздействий на изделия (в частном случае может быть представлено как совокупность задействованных в стыковке составных частей изделий);  $N$  – множество значений контролируемых эксплуатационно-технических параметров, характеризующих сборочно-стыковочный процесс;  $q$  – дискретная переходная функция, определяющая последующее состояние каждого изделия в результате конкретного управляющего воздействия;  $f$  – выходная дискретная функция, идентифицирующая переход каждого стыкуемого изделия из одного состояния в другое в пространстве эксплуатационно-технических характеристик сборочно-стыковочного процесса.

Полученные модели позволяют построить алгоритм генерирования адекватных процессов обслуживания изделий на технической позиции, их оценки, выбора наиболее предпочтительного варианта. Идентифицируемые выходные эксплуатационно-технические характеристики сборочно-стыковочного процесса определяются функцией  $F: V \rightarrow N$ , задаваемой выражением

$$F(v) = F(f(S_0, u_1), \dots, f(S_{k-1}, u_k)),$$

где  $f$  – выходная дискретная функция, оценивающая переход обслуживаемого изделия из одного состояния в другое в пространстве эксплуатационно-технических характеристик:  $S_0$  – начальное состояние;  $S_{k-1}$  – состояние, которым заканчивается  $(k-1)$ -й шаг сборочно-стыковочного процесса;  $u_k$  – воздействие на  $k$ -м шаге сборочно-стыковочного процесса.

Значения функции  $F$ , полученные для сборочно-стыковочного процесса, выбранного в качестве оптимального, полностью определяют процесс в пространстве эксплуатационно-технических характеристик.

В целях повышения эффективности сборочно-стыковочных процессов с аэрокосмическими изделиями на технической позиции и обеспечения полной идентификации выполняемых операций по основным эксплуатационно-техническим параметрам предлагается использовать автоматизированный контрольно-измерительный стенд, который включает:

- электронно-механические модули с размещенными на них чувствительными элементами и датчиками для измерения и контроля основных параметров по стыковочным поясам составных частей обслуживаемых изделий;

- компьютеризированный программный комплекс для настройки и «увязки» параметров стыкуемых изделий и для управления процессом сборки и стыковки их составных частей;

- следящую систему, применяемую для контроля и управления сборочно-стыковочными технологическими операциями, с обслуживаемыми изделиями.

Конструктивно каждый электронно-механический модуль идентичен по форме посадочному поясу соответствующего стыкуемого изделия с размещенными на нем чувствительными элементами и датчиками для измерения основных параметров составных частей изделий при совмещении. Следует отметить, что применение электронно-механических модулей (ЭММ) не требует отказа от существующих сборочно-стыковочных агрегатов и устройств, так как конструкторско-компоновочное исполнение ЭММ позволяет применять их в составе имеющихся комплектов технологического оборудования.

Спектр контролируемых параметров, задействованных при работе автоматизированного контрольно-измерительного стенда, является универсальным по отношению к различным составным частям обслуживаемых изделий аэрокосмической техники. Это обусловлено стремлением максимально унифицировать метрологическое обеспечение контрольно-измерительных операций и оптимизировать работу автоматизированной системы управления и компьютерных программных средств, входящих в состав контрольно-измерительного стенда.

Всю совокупность характеристик, контролируемых ЭММ, можно разделить на следующие группы параметров:

- линейные характеристики точности по отклонению продольных осей изделий в горизонтальном и вертикальном направлениях от центрального положения в плоскости стыковки изделий;

- угловые характеристики рассогласования по расположению продольных осей обслуживаемых изделий (взаимный перекося составных частей изделий при выполнении сборочно-стыковочных технологических

операций);

– параметры, характеризующие полноту перекрытия базовых поверхностей направляющими элементами при выполнении стыковки составных частей собираемых изделий;

– характеристики сопряжения посадочных поясов изделий, оцениваемые при контрольно-измерительных стыковках изделий с ответными ЭММ с помощью электронных датчиков;

– осевые усилия, создаваемые приводами соответствующих сборочно-стыковочных агрегатов и устройств на стыковочных поясах изделий;

– нагрузки на установочные элементы изделий в наиболее ответственных зонах стыковки, измеряемые тензометрическими датчиками.

Для информационного сопровождения контрольно-измерительных операций, основанных на идентификации с помощью ЭММ, автором разработаны необходимые компьютерные средства и сформировано специализированное программное обеспечение для контроля за выполнением сборочно-стыковочных технологических операций

и автоматизированным управлением процессами стыковки в следящем режиме.

Контроль перечисленных параметров при стыковке соответствующих модулей с обслуживаемыми изделиями позволяет обеспечить безотказность и надежность выполнения сборочно-стыковочных операций на технической позиции.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Бирюков Г.П., Манаенков Е.Н., Левин Б.К.** Технологическое оборудование отечественных ракетно-космических комплексов // Учеб. пособие для вузов / Под ред. А.С. Фадеева, А.В. Торпачева. М.: Респарт, 2012. 600 с.

2. **Бирюков Г.П., Кукушкин Ю.Ф., Торпачев А.В.** Основы обеспечения надежности и безопасности стартовых комплексов. М.: Изд-во МАИ, 2002. 260 с.

3. **Торпачев А.В., Мельничук В.Н.** Создание компьютерных программных средств для автоматизированного управления сборочными операциями в техническом комплексе // Сб. тр., посвященный 65-летию кафедры «Системное моделирование и инженерная графика». М.: РиК им. Русанова, 2005. С. 176–183.

4. **Торпачев А.В., Со Мин У.** Разработка математических моделей и программного обеспечения для расчета оптимальных параметров мостовых кранов технических комплексов // Актуальные проблемы российской космонавтики / Труды XXXIV академических чтений по космонавтике. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2010. С. 334–335.

## МЕТОДИКА ИНТЕГРАЛЬНОЙ ОЦЕНКИ ПОЛЕЗНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ УЛЬТРАЗВУКОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ И РЕМОНТА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

*Р.Г.Тимиркеев, докт. техн. наук; И.С.Омельченко, докт. техн. наук  
(ОАО «Национальный институт авиационных технологий»)*

Предлагается проводить оценку ультразвукового оборудования по критерию полезности с учетом относительных величин параметров.

**Ключевые слова:** критерий полезности, технологическое оборудование, ультразвуковые установки, очистка фильтров.

TECHNIQUE FOR INTEGRAL ESTIMATE OF THE APPLICATION UTILITY OF ULTRASONIC EQUIPMENT IN AIRCRAFT OPERATION AND REPAIR. *R.G.Timirkeev, Dr.Techn.Sc.; I.S.Omel'chenko, Dr.Techn.Sc.*

The authors suggest estimation of ultrasonic equipment according to the measure of utility with consideration for relative parameter values.

**Keywords:** measure of utility, processing equipment, ultrasonic units, filters cleaning.

Выбрать подходящее ультразвуковое оборудование для очистки мелкокапиллярных металлических фильтроэлементов (ФЭ) и фильтропакетов (ФП) топливных, гидравлических и масляных систем ЛА от загрязнений, образующихся в процессе эксплуатации, довольно сложно. Использовать только простые критерии (стоимость и производительность) недостаточно, так как они не позволяют в полной мере сравнивать технические возможности оборудования. Поэтому предлагается применять критерий полезности  $K_{\Sigma}$ , который устанавливает соотношение между полезными и нежелательными свойствами оборудования:

$$K_{\Sigma} = K_{(+)} / K_{(-)},$$

где  $K_{(+)}$  – коэффициент полезных положительных свойств оборудования;  $K_{(-)}$  – коэффициент нежелательных, но неизбежных свойств оборудования.

К положительным свойствам оборудования следует отнести функциональные характеристики, такие как производительность, качество, ресурс и т.п., к отрицательным – высокие стоимость, энергопотребление, большая масса и др.

Чтобы получить числовые значения  $K_{\Sigma}$ , удобные для сравнения однотипного оборудования, предлагаем применить метод экспертных оценок относительных величин параметров.

Рассмотрим ряд используемых установок для очистки фильтроэлементов и фильтропакетов.

Отечественная стационарная установка УЗУ-2-КОР имеет ультразвуковую пьезоэлектрическую систему глубокой и гаранти-

рованной очистки любых, даже сильно засоренных фильтров.

Установка «Кристалл-15Ф» производит полную очистку любых сетчатых ФЭ и ФП, а также очистку и обезжиривание различных деталей от операционных, эксплуатационных и технологических загрязнений водными растворами моющих средств. Установка используется в условиях авиаремонтных и авиационных заводов, авиационных технических баз, промышленных предприятий.

Установка УЗУ 4-1,6-0 с плоскими магнитострикционными преобразователями может быть использована для ультразвуковой очистки сетчатых металлических ФЭ и ФП.

Малогобаритный агрегат МУЗА 1-8-0,8 – ванна ультразвуковая для высококачественной очистки (мойки) капиллярных и микрокапиллярных изделий, таких как ФЭ и ФП. Очистка производится под избыточным давлением при непрерывной циркуляции технологической жидкости и вращении фильтра. Возможна работа в автоматическом или ручном режиме. Фильтропакеты очищаются без разборки.

После ультразвуковой очистки фильтры установок следует сушить в термопечах при температурах не менее 110 – 120 °С в течение 40 – 60 мин, это энергоемкая и длительная операция.

Практика показала, что после 4 – 5 операций ультразвуковой очистки фильтры снимались с эксплуатации из-за их большой остаточной загрязненности.

В ОАО НИАТ разработана ультразвуковая магнитострикционная установка

СОФ-5. Установка работает на базе цилиндрического магнитострикционного излучателя мощностью 9 кВт. Наличие герметичной рабочей камеры позволяет работать на авиационном керосине при пожаровзрывобезопасной температуре 40–45 °С, очистка проводится в керосине при сильной ультразвуковой интенсивности колебаний, которые производятся за счет использования повышенного статического давления (0,2–0,3 кПа), после очистки не требуется сушка.

Проведем интегральную оценку названного однотипного оборудования. Полученные значения коэффициента полезности  $K_{\Sigma}$  дают возможность ранжировать оборудование в следующей последовательности:

– стенд стационарный СОФ-5 ( $K_{\Sigma} = 3,4$ );

– стенд стационарный УЗУ 4-1,6-0 ( $K_{\Sigma} = 2,8$ );

– установка передвижная МУЗА 1-8-0,8 ( $K_{\Sigma} = 2,0$ );

– установка «Кристалл-15Ф» ( $K_{\Sigma} = 0,8$ );

– установка УЗУ-2 КОР ( $K_{\Sigma} = 0,7$ ).

Итак, среди мобильных передвижных установок приоритет принадлежит агрегату МУЗА 1-8-0,8, у которого  $K_{\Sigma}$  более чем в 2 раза выше, чем у УЗУ-2 КОР и «Кристалл-15Ф». Установка МУЗА 1-8-0,8 и стационарный стенд УЗУ 4-1,6-0 могут применяться на практике. У стационарного стенда СОФ-5, имеющего самое большое значение критерия полезности  $K_{\Sigma}$ , целесообразно уменьшить массу за счет установки специального ультразвукового генератора от стенда УЗУ 4-1,6-0.

## ПРАВИЛА ОФОРМЛЕНИЯ СТАТЕЙ, НАПРАВЛЯЕМЫХ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ

Необходимо высылать в адрес редакции:

- статью в виде файла формата MS Word (\*.doc). Текст статьи должен быть набран 14 шрифтом через 1,5 интервала между строками (термины и определения, единицы физических величин должны соответствовать системе СИ);
- рисунки с подрисовочными подписями на отдельных страницах;
- формульные выражения в «Редакторе формул» (MathType или Equation Editor). В формулах и в тексте следует набирать латинские буквы *курсивом*, греческие прямо, векторы и матрицы **прямым жирным шрифтом**;
- иллюстрации в графических редакторах в виде файлов (\*.tif, \*.jpg) в черно-белом варианте;
- аннотацию и ключевые слова на русском и английском языках;
- сведения об авторах (фамилия, имя, отчество полностью, год рождения, ученая степень, место работы, контактный телефон);
- акт экспертизы, подтверждающий возможность публикации в открытой печати.

Рукописи статей не возвращаются.

Публикация в журнале бесплатная.

Телефон редакции: (499) 317-86-66.

E-mail: ap.red@yandex.ru