

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.
МАТИ – 80!	3	Ковалев А.П., Грачев М.В. Формирование остаточных напряжений в тонкостенных деталях нанесением электроискровых покрытий	34
САМОЛЕТОСТРОЕНИЕ			
Мацыкин С.В., Осипов В.В., Савилкин С.Б. Применение концепции виртуальных систем для решения задач оптических траекторных измерений	5	Галкин В.И., Палтиеви́ч А.Р., Евсеев П.С. Современные научно обоснованные подходы к моделированию технологических процессов обработки металлов давлением	38
Юдин Г.В. Методология комплексирования вычислительного и физического экспериментов в задаче идентификации аэродинамических характеристик ЛА	8	Петров А.П., Махов С.В., Еремеев Н.В., Еремеев В.В. Аналитическое исследование возможности повышения теплопрочности алюминиевых сплавов	42
Генов А.А., Осипов В.В., Савилкин С.Б. Адаптивное управление частотно-временным ресурсом КА в сетях спутниковой связи стандарта DVB-RCS	13	Предко П.Ю., Фролов В.А., Никитина Е.В. Перспективы применения в авиакосмической области сварки трением с перемешиванием сплавов системы Al–Mg–Sc	47
ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ			
Попов В.Г., Насонов В.Н. Методы определения погрешностей измерений при стендовых испытаниях ГТД	17	Самсонов О.С., Саутенков М.Е., Толстопятов И.И. Комплексное моделирование процессов сборочного производства изделий авиационной техники	51
Попов В.Г., Викулин А.В., Ярославцев Н.Л., Чеснова В.А. Методика определения теплофизических параметров, влияющих на относительную глубину охлаждения лопаток газовых турбин	20	КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ, РЕСУРС	
Попов В.Г., Пипопуло А.В. Влияние конструктивно-технологических факторов на прочностные характеристики лопаток турбомашин	24	Шевченко И.В., Волков О.В., Горбенко А.В. Разработка концепции экранной защиты российских модулей МКС от метеороидных и техногенных частиц	58
ВОПРОСЫ ТЕХНОЛОГИИ			
Петров А.П., Тарарышкин В.И., Белоцерковец В.В., Еремеев Н.В., Еремеев В.В. Особенности изготовления теплопрочной проволоки из алюминиевых сплавов типа механической смеси	28	Торпачев А.В. Программа многопараметрической оптимизации проектных решений по грузоподъемному оборудованию аэрокосмических комплексов	61

Вниманию читателей!

Журнал “Авиационная промышленность” включен в официальный список ВАК для изданий, публикация в которых учитывается при защите докторских и кандидатских диссертаций.

Magazine was founded in the year 1932 • Moscow

Quarterly scientific and technical magazine

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

CONTENT

	Pp.		Pp.
AIRCRAFT ENGINEERING			
Matsykin S.V., Osipov V.V., Savilkin S.V. Application of a virtual systems concept for solution of the optical trajectory measurement problems	5	Kovalev A.P., Grachev M.V. Formation of residual stress in the thin-walled parts by application of electro-discharge coatings	34
Yudin G.V. Methodology for complexation of computational and physical experiments in identification of aircraft aerodynamic properties	8	Galkin V.I., Paltievich A.P., Evseev P.S. Modern evidence-based approaches to modeling of metal forming processes	38
Genov A.A., Osipov V.V., Savilkin S.B. Adaptive control of the spacecraft bandwidth-time resources in DVB-RCS standard satellite networks	13	Petrov A.P., Mahov S.V., Ereemeev N.V., Ereemeev V.V. Analytical study of the possible improvement in heat-resistance of aluminum alloys	42
ENGINE BUILDING			
Popov V.G., Nasonov V.N. Methods for determination of measurement errors during bench testing of gas turbine engines	17	Predko P.Yu., Frolov V.A., Nikitina E.V. Prospects for application of friction stir welding of Al–Mg–Sc alloy system in aerospace industry	47
Popov V.G., Vikulin A.V., Yaroslavtsev N.L., Chesnova V.A. Technique for determination of the thermal-physical parameters affecting relative cooling depth of gas turbine blades	20	Samsonov O.S., Sautenkov M.E., Tolstopyatov I.I. Comprehensive modeling of the processes for assembling aeronautical engineering products	51
Popov V.G., Pipopulo A.V. The influence of design-and-process factors on the strength characteristics of turbomachine blades	24	QUALITY, RELIABILITY, SERVICE LIFE	
TECHNOLOGY PROBLEMS			
Petrov A.P., Tararyshkin V.I., Belotserkovets V.V., Ereemeev N.V., Ereemeev V.V. Special features of manufacturing heat-resistant wire from mechanical mixture type aluminum alloys	28	Shevchenko I.V., Volkov O.V., Gorbenko A.V. Development of the concept for shielding russian iss modules against meteoroid and technogenic particles	58
		Torpachov A.V. A program for multiparametric optimization of design decisions on aerospace complex hoisting machines	61



МАТИ

**Российскому государственному
технологическому университету
имени К.Э. Циолковского — 80!**

За годы своей истории МАТИ прошел сложный путь от Дирижаблестроительного учебного комбината до многопрофильного технологического университета XXI века.

История МАТИ отражает становление и развитие отечественного авиационно-ракетного комплекса.

В 1992 г. МАТИ одним из первых среди технических вузов получил статус университета и неоднократно подтверждал его, проходя государственную аттестацию, аккредитацию и лицензирование.

В настоящее время МАТИ – многопрофильный университет, обеспечивающий потребности промышленности, экономики и общества в высокопрофессиональных кадрах, научных разработках, современных технологиях и при этом сохраняющий лучшие традиции высшей инженерной школы России. МАТИ осуществляет подготовку специалистов по фундаментальной и прикладной информатике, материаловедению, авиационному, ракетным комплексам, двигателям ЛА и др. С 2011 г. Университет полностью перешел на двухуровневую систему подготовки.

В числе образовательных подразделений МАТИ – 6 факультетов, аспирантура, докторантура, подразделения дополнительного образования и довузовской подготовки. Активно развивается на новой платформе сотрудничество с академическими, отраслевыми научно-исследовательскими учреждениями и промышленными предприятиями, где в последние годы организовано 18 научно-образовательных центров. Традиционно МАТИ ведет подготовку офицеров запаса по ряду актуальных военных специальностей. С 2008 г. действует военный учебный центр подготовки кадровых офицеров для Вооруженных сил России.

Качество подготовки выпускников МАТИ во многом определяется уровнем квалификации профессорско-преподавательского состава. В составе руководителей факультетов и кафедр Университета около 80 % докторов и 20 % кандидатов наук. Ученые степени имеют более 65 % преподавателей. Среди них четыре действительных члена и члена-корреспондента РАН, а также члены государственных академий России, 16 лауреатов премий государственного уровня, около 50 человек являются Заслуженными деятелями науки РФ или Заслуженными работниками высшей школы РФ.

Этап динамического преобразования МАТИ в крупнейший университетский центр связан с именем Митина Бориса Сергеевича, доктора технических наук, профессора, лауреата Государственных премий, президента Ассоциации инженерного образования России. Он установил и постоянно укреплял связи университета с крупнейшими предприятиями аэрокосмической отрасли, открыл МАТИ для широкого международного сотрудничества. Борис Сергеевич обеспечил сохранение и преумножение традиций вуза, инициировал и организовал строительство нового комплекса МАТИ в Кунцево.

Университет активно развивает международное сотрудничество, ведет совместные масштабные научно-образовательные проекты с университетами Англии, Голландии, Тайваня, Китая и др. В МАТИ обучается около 500 иностранных студентов из 16 стран.

В 2012 г. университет получил сертификаты соответствия системы качества МАТИ требованиям стандарта ГОСТ Р ИСО 9001-2008 (ISO 9001:2008) в системе сертификации Русского Регистра, системе сертификации ГОСТ Р и в международной системе сертификации IQNet.

Успехи научно-образовательных школ МАТИ получили высокую оценку на государственном уровне. Научно-педагогический коллектив Университета и отдельные сотрудники были удостоены государственных наград Правительства РФ за разработку и создание новой техники, разработку и широкомасштабное внедрение нанотехнологий, создание системы подготовки кадров высшей квалификации в области нанотехнологий, создание учебно-методического и организационного обеспечения инновационной системы подготовки высококвалифицированных специалистов.

Современный МАТИ – многопрофильный научно-образовательный центр, развивающийся по инновационному пути. Деятельность Университета неразрывно связана с задачами отечественной и мировой экономики.

Редакция журнала поздравляет коллектив Университета с 80-летием и желает дальнейших творческих успехов!

ПРИМЕНЕНИЕ КОНЦЕПЦИИ ВИРТУАЛЬНЫХ СИСТЕМ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОПТИЧЕСКИХ ТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ*

*С.В.Мацыкин, канд. техн. наук; В.В.Осипов, канд. техн. наук;
С.Б.Савилкин, канд. физ.-матем. наук (“МАТИ” – Российский
государственный технологический университет имени К.Э. Циолковского)*

Предложен новый подход к измерению параметров движения летательных аппаратов оптическими методами, который позволяет существенно повысить оперативность обработки результатов измерений.

Ключевые слова: траекторные измерения, оптический цифровой локатор, виртуальные системы.

APPLICATION OF A VIRTUAL SYSTEMS CONCEPT FOR SOLUTION OF THE OPTICAL
TRAGECTORY MEASUREMENT PROBLEMS. *S.V.Matsykin, Cand.Techn.Sc;
V.V.Osipov, Cand.Techn.Sc; S.B.Savilkin, Cand.Phys.-Math.Sc.*

The authors introduce a new approach to measuring parameters of flying vehicle movement by optical methods, which makes it possible to raise essentially efficiency of processing measurement results.

Keywords: trajectory measurements, optical digital radar, virtual systems.

Для измерения параметров движения летательных аппаратов (ЛА) используются радиотехнические, оптические и оптико-электронные средства. В последние годы для этой цели также находят применение методы и средства, основанные на использовании систем спутниковой навигации.

Оптические средства начали использоваться для траекторных измерений одними из первых. В настоящее время они не потеряли своей актуальности и продолжают оставаться (наряду с радиотехническими

средствами) одними из основных источников получения данных о траекторных параметрах ЛА.

В нашей стране были созданы и успешно эксплуатировались траекторные измерительные системы оптического принципа, обычно называемые кинотеодолитами и фоторегистрирующими станциями, например, такие системы, как «Виола», «Висмутин» и др. Обработка результатов измерений, полученных такими средствами, – довольно долгий и трудоемкий процесс, а ошибки в расчетах были не редкостью.

Для повышения оперативности и достоверности результатов необходимо автоматизи-

* Статья подготовлена в соответствии с грантом РФФИ 09-07-00055-а.

зировать процесс обработки изображений. Это предполагает отказ от использования фотопроцессов и переход на новые принципы обработки электронных цифровых изображений. Современное развитие элементной базы оптоэлектроники и вычислительной техники создает благоприятные условия для решения этой задачи.

Перспективным направлением модернизации существующих оптических измерительных средств является замена пленочного узла оптико-электронным, содержащим первичный преобразователь цифрового изображения в виде ПЗС-матрицы. Такая матрица должна иметь достаточно хорошее разрешение, высокую чувствительность, геометрическую точность и обеспечивать съемку с частотой кадров, не меньше чем при использовании киносъемки (24 кадра в секунду). Отечественная электронная промышленность в настоящее время не производит ПЗС-матриц с подходящими характеристиками. Для использования в оптических средствах пригодны в основном матрицы производства фирмы Kodak и, с некоторыми ограничениями, продукция других иностранных фирм (например, фирмы LUPA).

Переход от фотопленочной технологии регистрации изображения и измерения угловых координат к цифровой благодаря применению ПЗС-матриц, привел к пересмотру технологии обработки измерительной информации. Появилась возможность оценивать движение многих ЛА в реальном времени. Подобные системы стали именоваться пассивными оптическими локаторами. Цифровая технология позволяет гибко менять конфигурацию измерительного комплекса, что важно при возникновении неблагоприятных условий измерений.

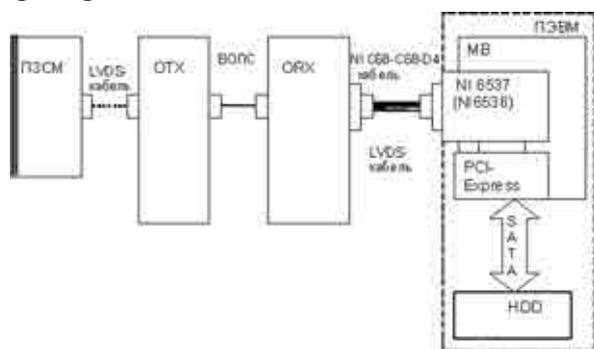
В цифровых оптических приборах в фокальную плоскость помещается ПЗС-матрица. Световой поток от видимых предметов преобразуется в электрический потенциал на каждом пикселе матрицы, затем с по-

мощью аналого-цифрового преобразователя аналоговое значение потенциала преобразуется в цифровую форму. Если визирная линия прибора совпадает с направлением на ЛА, то геометрический центр его изображения на матрице располагается в области условного центра матрицы (перекрестия). При этом показания угловых датчиков дают сведения об угловых координатах направления визирной линии оптического прибора на цель. В общем случае геометрический центр отклоняется от центрального перекрестия. Измерению подлежит отклонение геометрического центра изображения от центра перекрестия в системе координат матрицы. Ориентация матрицы в пространстве определяется по показаниям датчиков угловых каналов. Измерения отклонений от центра перекрестия матрицы пересчитывают в поправки показаний датчиков угловых каналов. Комплекс из двух и более оптических локаторов позволяет оценивать параметры движения ЛА: координаты в избранной центральной системе координат, скорости и ускорения изменения координат и другие параметры, функционально связанные с указанными.

Построение оптического цифрового локатора и измерительного комплекса на его основе, оценивающего параметры движения цели в реальном масштабе времени, приводит к необходимости автоматизированного ввода видеoinформации в персональный компьютер, регистрации и обработки данных в реальном темпе времени; высокоточной оценки положения цели на матрице; вычисления угловых координат цели; определения параметров движения цели в реальном темпе времени.

В компьютерном регистраторе используются принципы концепции Виртуальных приборов и систем, активно применяемой американской фирмой National Instruments (NI). Кратко сущность этой концепции можно сформулировать следующим образом:

- построение систем с максимальным применением серийного компьютерного оборудования;
- виртуализация процессов преобразования данных (переход от использования реальных приборов к их программной эмуляции);
- виртуализация органов управления и отображения (кнопки, тумблеры, переключатели, дисплеи, индикаторы и т.д. отображаются в виртуальном виде на экране компьютера);
- использование типовых модулей ввода-вывода аналоговых и цифровых данных с соответствующей программной поддержкой;
- создание программного обеспечения непосредственно самим разработчиком системы без привлечения специализированных программистов. Для этого применяются специальные программные среды, в основном LabVIEW фирмы NI. В этой среде используется графическое программирование [2]. При этом процесс разработки программы выглядит как рисование блок-схемы прибора.



На рисунке приведена возможная структурная схема компьютерного регистратора [1]:

Здесь ПЗСМ – источник входной видеоинформации (ПЗС-матрицы);

ОТХ – передатчик волоконно-оптической линии связи;

ОРХ – адаптированный приемник волоконно-оптической линии связи;

ВОЛС – кабель волоконно-оптической линии связи;

NI C68-C68-D4 кабель – 68-проводной кабель фирмы NI;

NI 6537 (NI 6536) – плата скоростного ввода цифровой информации фирмы NI (максимальная скорость 200 Мбайт/с);

МВ – материнская плата ПЭВМ;

PCI-Express – слот шины PCI-Express на МВ ПЭВМ;

HDD – жесткий диск (диски) ПЭВМ;

SATA – соответствующий интерфейс HDD.

Таким образом, одновременное наблюдение нескольких ЛА, а также их возможное случайное появление в широком поле обзора, требует построения оптических систем, позволяющих в реальном времени преобразовывать пространственные параметры принимаемых аналоговых оптических сигналов в цифровые данные, осуществлять сбор информации с нескольких измерительных пунктов и обработку алгоритмами, обладающими наименьшим числом вычислительных операций.

Существуют технические решения, позволяющие в реальном масштабе времени вводить информацию о широком поле обзора от измерительных ПЗС-матриц в ПК, регистрировать ее и обрабатывать.

ЛИТЕРАТУРА

1. Васильев В.В., Манин А.П., Мацыкин С.В., Семёнов И.Г. Анализ задач пассивной цифровой оптической локации // Вопросы оборонной техники. 2010. № 2.

2. Bitter R., Mohiuddin T., Nawrocki T. LabVIEW advanced programming techniques. – New York: CRC Press LLC, 2001.

МЕТОДОЛОГИЯ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО И ФИЗИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТОВ В ЗАДАЧЕ ИДЕНТИФИКАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛА

Г.В.Юдин, докт. техн. наук (“МАТИ” – РГТУ имени К.Э. Циолковского)

Разработана новая методология комплексирования технологий вычислительного и физического экспериментов в интегрированную систему обработки данных, обеспечивающий упорядочение информационных потоков в виде матричной структуры, а информационных связей между элементами математической модели – в виде элементарных систем принятия решений.

Ключевые слова: качество АТ, комплексирование вычислительного и физического эксперимента, алгоритмизация методик моделирования.

METHODOLOGY FOR COMPLEXATION OF COMPUTATIONAL AND PHYSICAL EXPERIMENTS IN IDENTIFICATION OF AIRCRAFT AERODYNAMIC PROPERTIES. *G.V.Yudin, Dr.Techn.Sc.*

New methodology for complexation of computational and physical experiment technologies into an integrated data processing system that provides ordering of data flows in the form of an array pattern, and data connections among mathematical model components as elementary systems for making decisions, has been developed.

Keywords: quality of aircraft engineering, complexation of computational and physical experiments, algorithmization of simulation procedures.

Обеспечение высокого качества авиационной техники – решающее условие насыщения ею внутреннего рынка, снижения расходов на ее создание и эксплуатацию, обеспечения конкурентоспособности на мировом рынке.

Для оценки показателей качества на всех этапах жизненного цикла изделий и подтверждения их соответствия предъявляемым требованиям проводят целую гамму разнообразных испытаний, начиная от математического моделирования на ранних этапах разработки до наиболее сложных и дорогостоящих натурных испытаний.

Сложность и многоплановость проблем создания перспективных образцов авиационной техники, динамика их совершенствования на основе новых прогрессивных технологий, в том числе информационных, приводит к необходимости совместного анализа огромной совокупности данных, раз-

личных по своей физической природе, способам получения и методам обработки.

Место физического и вычислительного экспериментов в задачах обеспечения качества ЛА

Целью исследования является разработка системной методологии и методов комплексирования технологий вычислительного и физического эксперимента в единую функциональную систему испытаний на основе блочно-модульной организации информационных и технологических процедур. При этом осуществляется информационная увязка различных моделей (математических, физических, информационных), технических и программных средств, что обеспечивает совместимость разнородных данных, получаемых в процессе создания изделия.

Модульный подход к решению широкого круга задач испытаний базируется на струк-

туризации информационных потоков по стадиям жизненного цикла и состояниям ЛА, автоматизированной обработке данных и многоаспектном использовании однократно вводимой информации. Структурирование информации позволяет совокупность проектных и технологических процедур описать в виде так называемой «электронной» матрицы изделия в системах управления проектами и качеством ЛА.

Авторы разработали концептуальную модель задачи формирования единой информационной базы технологии испытаний ЛА в виде иерархически организованной матричной структуры моделей принятия решений (рис. 1).

Упорядочение информационных связей между элементами матричной модели (в узлах матрицы) опишем как систему принятия решений

$$S \subseteq XY$$

на множестве входных X и выходных Y характеристик системы.

Основное внимание уделим формированию семейства задач M_x в узлах матрицы и методам комплексирования их в интегрированную систему обработки данных.

Для создания единой методологической основы в целях информационной увязки



M_x – функциональный оператор; T – решающее правило (алгоритм); I – анализ и синтез;
 2 – формирование внешнего облика;
 3 – разработка внутренней структуры

Рис. 1. Структура обработки информации

данных, различных по своей природе, способам получения и методам обработки, предлагаем использовать метод комплексирования технологий вычислительного и физического экспериментов в интегрированную функциональную систему.

Методология комплексного эксперимента по идентификации аэродинамических характеристик

Метод комплексирования технологий вычислительного и физического экспериментов реализуем в задаче продолжения. Для стандартных уравнений течения в безразмерной форме

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = u_{\infty} \frac{du_{\infty}}{dx} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2},$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0,$$

где u и v – составляющие скорости, соответственно по осям x и y : ось x направлена вдоль поверхности обтекаемого тела, ось y – по внешней нормали к ней; u_{∞} – скорость внешнего потенциального течения, и заданных граничных условий

$$u = v = 0 \text{ при } y = 0,$$

$$u \rightarrow u_{\infty} \text{ при } y \rightarrow \infty.$$

Дополнительно в некотором сечении $x = x_0$ определяем профиль составляющей скорости $u(x_0, y) = u^{\circ}(y)$ на интервале $[0, \infty)$, который устанавливается в результате физического эксперимента (оператор сопряжения I на рис. 2). С помощью комплексирования определяем все поле скоростей $u(x, y)$ для $x > x_0$.

Авторами разработана имитационная модель обтекания профиля вязким потоком и проведен вычислительный эксперимент, начальные условия в котором доопределены физическим экспериментом.

«Взаимодействие» технологий машинного и физического моделирования показано на рис. 2. «Операторы сопряжения» дополняют математическую модель задачи на-

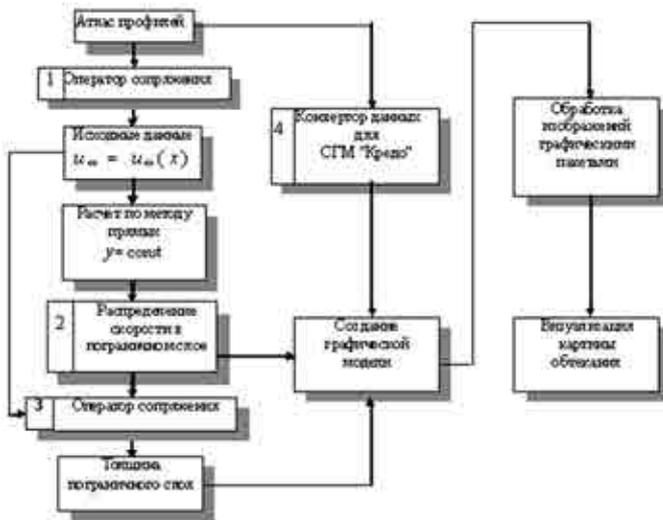


Рис. 2. Блок-схема технологии комплексирования физического и вычислительного экспериментов в задаче продолжения

серии В-12 при угле атаки $\alpha = 5^\circ$, показаны эпюры скоростей в сечениях при $x > x_0$.

Адекватность модели спектра обтекания крыльевого профиля подтверждена физическим экспериментом в гидротрубе ГТ-2 МАТИ. Комплексирование вычислительных и физических методов исследования силового взаимодействия среды и тела позволили

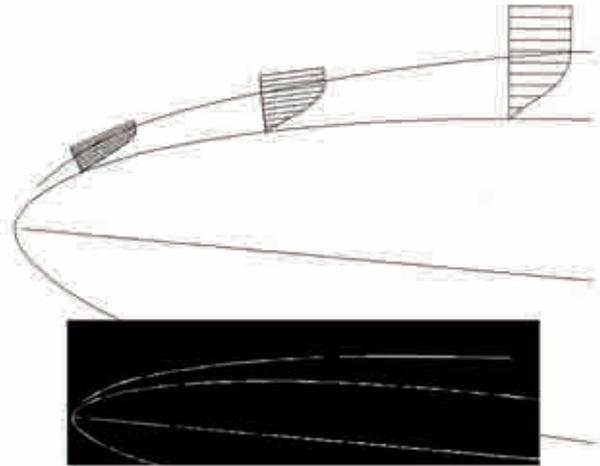


Рис. 3. Результаты моделирования течения

чальными и граничными условиями, полученными в результате физического эксперимента, и формируют конвертор данных для системы геометрического моделирования. На рис. 3 представлены результаты моделирования течения на симметричном профиле

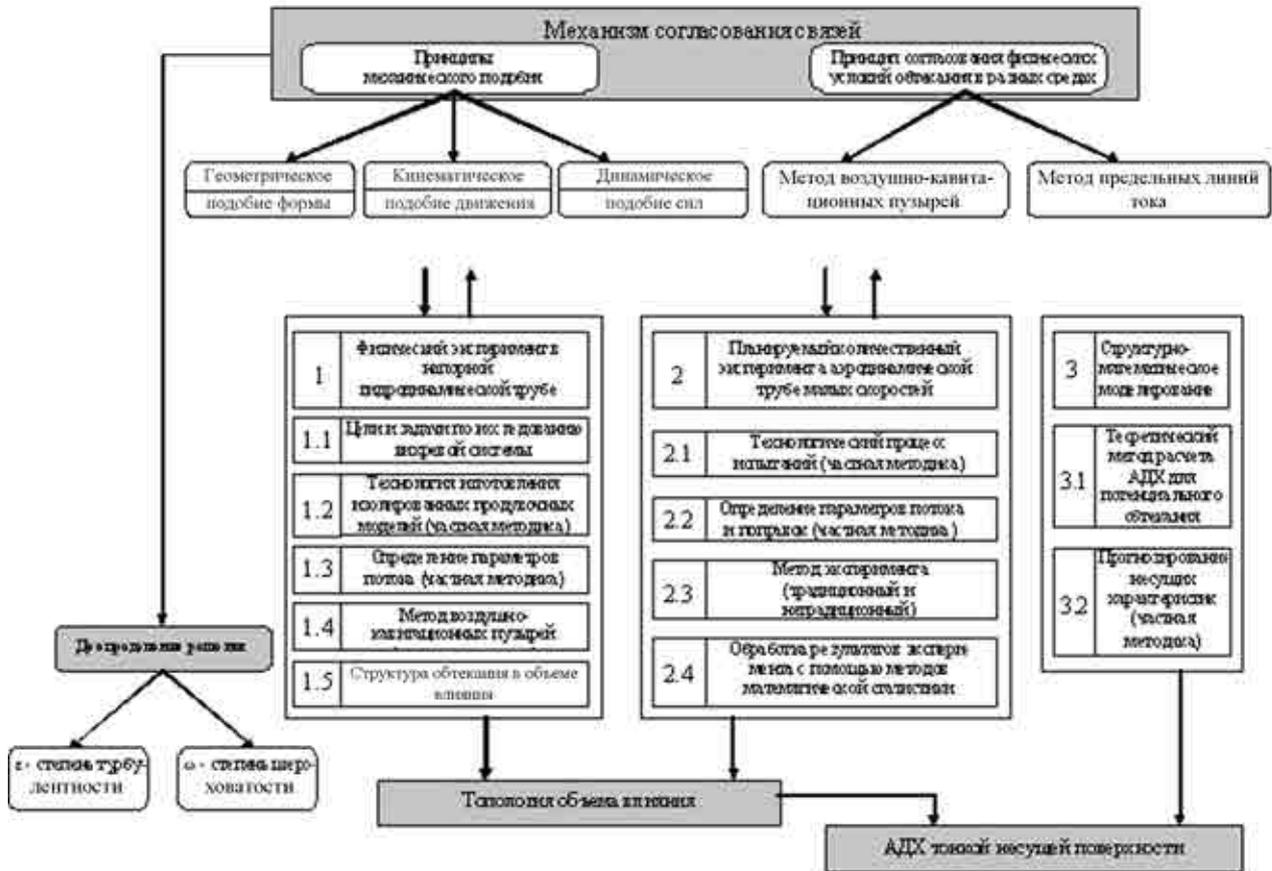


Рис. 4. Структурная модель решающего алгоритма

расширить «зону действия» имитационной модели для выбранного профиля до $\bar{x} \geq 0,6$.

Для идентификации аэродинамических характеристик несущей поверхности разработана технология комплексного эксперимента, отличительной особенностью которой является механизм согласования связей, определяемый как решающий алгоритм в системе S принятия решений. Также получена структурная модель алгоритма T , определяющая функциональную систему S (рис. 4).

Основными структурными компонентами модели решающего алгоритма T являются: принцип механического подобия, формализуемый с помощью алгебраических операций; принцип согласования физических условий обтекания в разных средах и собственно модуль доопределения решения задачи. Последний, по сути, определяет состояние исследуемой в рамках физического моделирования системы. Определение состояния объекта дополняется параметром ω , учитывающим степень шероховатости поверхности при реализации принципа геометрического подобия модели и натуре (поправочный коэффициент оценивается в результате обработки статистической информации). Кроме того, введен новый элемент в экспериментальной идентификации АДХ ЛА – объем влияния, отражающий силовое взаимодействие среды и движущегося в ней тела.

На основе предложенных метода комплексирования технологий вычислительного и физического экспериментов в интегрированную функциональную систему, комплексной методики идентификации АДХ тонкой несущей поверхности и структурной

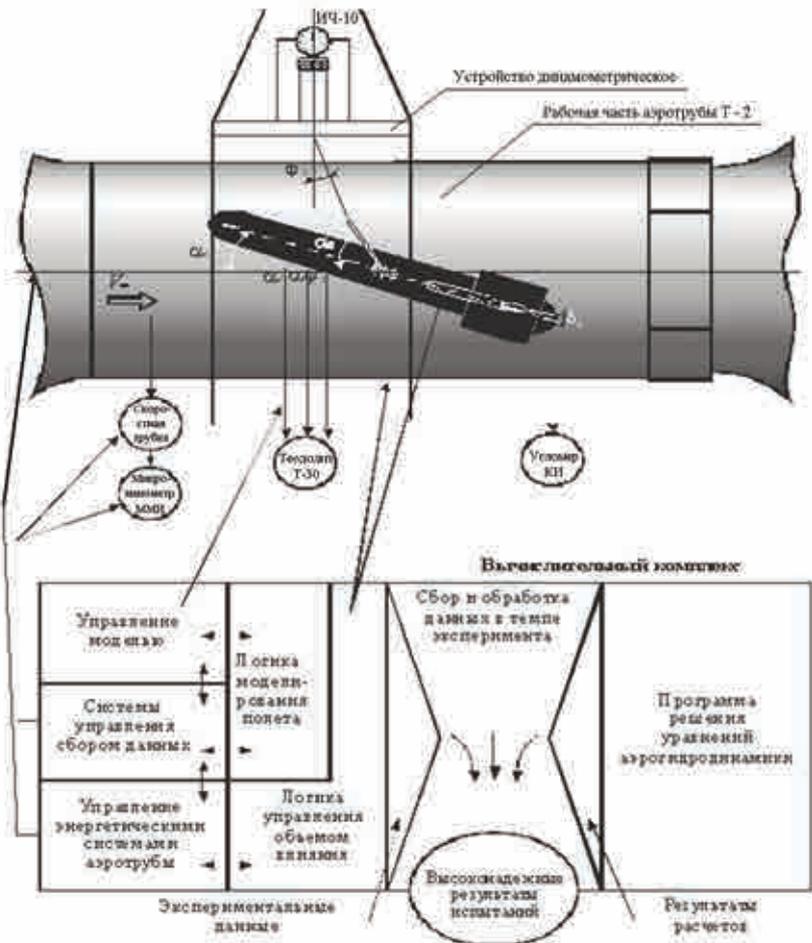


Рис. 5. Функциональная схема испытаний в аэротрубе малых скоростей

модели решающего алгоритма разработаны: функциональная структура испытательного комплекса для аэрогидродинамических исследований (рис. 5, 6) и методологическое обеспечение задачи идентификации суммарных и распределенных АДХ тонкой несущей поверхности; линейный метод расчета АДХ тонкого крыла произвольной формы в плане на основе модели вихревой системы плоской тонкой пластины и получены универсальные уравнения расчета безразмерных погонных циркуляций свободных вихрей:

$$u_v = \frac{\gamma_v(\varphi) \cos \varphi_v \sin \varphi_v \Delta \varphi_v}{\pi V \sin \alpha}, \quad v = 1, 2, \dots, m,$$

где γ_v – погонная циркуляция присоединенных вихрей; φ_v – угловая координата вихря; V – скорость набегающего потока; α – угол атаки крыла.

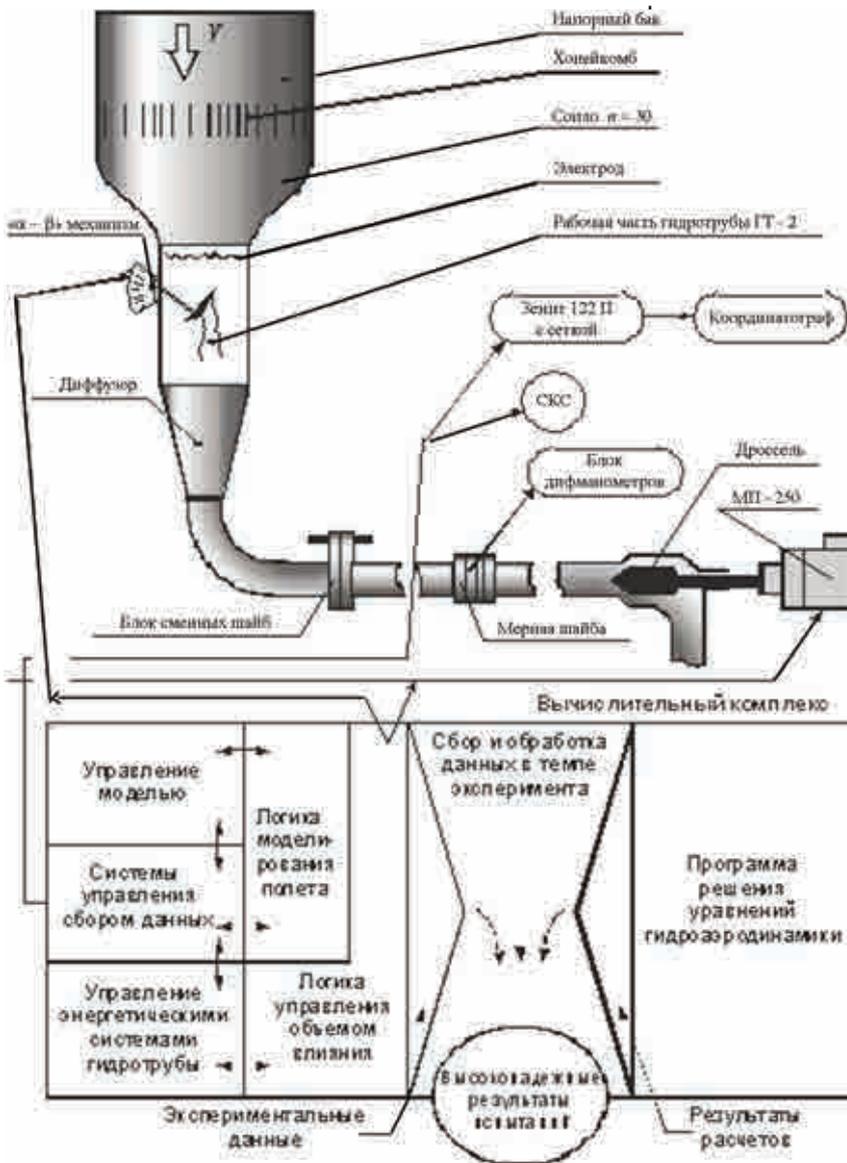


Рис. 6. Функциональная схема испытаний в самотечной гидротрубе

На основе изложенной методологии предложены инженерные методики расчета поля скоростей на поверхности произвольного тонкого крыла при безотрывном обтекании и расчета поля скоростей и давлений тонкого треугольного крыла при безотрыв-

ном обтекании, а также инженерные методики определения суммарных АДХ тонкой несущей поверхности.

Последние разработки ЦАГИ и РГТУ «МАТИ» по созданию эффективного крыла для самолета местных авиалиний показали, что в области имитационного моделирования компромиссных профилей применение технологий комплексирования вычислительного и физического эксперимента, а также технологии комплексного эксперимента по идентификации аэродинамических характеристик несущей поверхности необходимо, так как отличительной особенностью этих предложенных технологий является механизм согласования связей и структурная модель алгоритма, доопределяющего функциональную задачу.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоглазов Б.П., Гиневский А.С., Юдин Г.В. Разработка формализованных методов комплексирования систем проектирования испытаний летательных аппаратов // Информационные технологии в проектировании и производстве. 2001. № 2. С. 73–83.
2. Климов В.Т., Юдин Г.В. Анализ проектирования и эксплуатации эффективного воздушного судна местных авиалиний // Науч. тр. РГТУ «МАТИ». М.: МАТИ, 2012.

АДАПТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ЧАСТОТНО-ВРЕМЕННЫМ РЕСУРСОМ КА В СЕТЯХ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ СТАНДАРТА DVB-RCS*

*А.А.Генов, докт. техн. наук; В.В.Осипов, канд. техн. наук;
С.Б.Савилкин, канд. физ.-матем. наук (“МАТИ” – РГТУ им. К.Э. Циолковского)*

Разработаны критерии и алгоритмы оптимального адаптивного управления конфигурацией частотно-временного ресурса космического аппарата в сетях связи стандарта DVB-RCS.

Ключевые слова: спутниковая связь, стандарт DVB-RCS, технология VSAT, многолучевая антенна.

ADAPTIVE CONTROL OF THE SPACECRAFT BANDWIDTH-TIME RESOURCES IN DVB-RCS STANDARD SATELLITE NETWORKS. *A.A.Genov, Dr.Techn.Sc; V.V.Osipov, Cand.Techn.Sc; S.B.Savilkin, Cand.Phys.-Math.Sc.*

Criteria and algorithms for the optimal adaptive control of the spacecraft bandwidth-time resources configuration in DVB-RCS standard communication networks have been developed.

Keywords: satellite communication, DVB-RCS standard, VSAT technology, multi-beam antenna.

В составе любой сертифицированной программно-аппаратной платформы стандарта DVB-RCS, работающей в режиме MF-TDMA, одним из важнейших компонентов является система мониторинга и управления сетью (NMS) [5].

NMS обеспечивает сбор, отображение и хранение информации о составе и состоянии оборудования, загрузке каналов передачи данных и качестве предоставления сервисов. С помощью этой системы обеспечивается диагностика работы оборудования центральных земных станций (ЦЗС) и абонентских земных станций (ЗС); сбор и обработка статистической информации по функционированию всей сети и каждой абонентской ЗС, включая контроль состояния ее (регистрация и активация ЗС). NMS контролирует состояние рабочей полосы частот на космическом аппарате (КА), в том числе спектральные характеристики сигналов.

* Статья подготовлена в соответствии с грантом РФФИ 09-07-00055-а.

Мониторинг сети производится в реальном масштабе времени, сообщения о сбоях в сети поступают на монитор оператора ЦЗС не позднее 1 мин с момента их возникновения.

NMS обеспечивает включение в работу (активацию) зарегистрированных в сети ЗС без перерывов в функционировании NMS и сети в целом.

В итоге система мониторинга и управления сетью стандарта DVB-RCS потенциально позволяет оператору ЦЗС, имея мгновенный (с темпом 1 мин) срез данных о состоянии оборудования и загрузке сети, осуществлять некое целенаправленное управление конфигурацией частотно-временного ресурса КА.

NMS дает оператору ЦЗС достаточно большой объем информации, но не позволяет принимать обоснованных оптимальных решений по управлению частотно-временным ресурсом КА. Причины этого:

– оператор чисто физически не в состоянии обрабатывать и принимать оптималь-

ные решения на основе исходных данных NMS, меняющихся в достаточно высоком темпе;

– для принятия оптимального решения оператору необходимо иметь прогноз загрузки и состояния сети на достаточно длительный период (хотя бы 30 – 40 мин), что человеку (без соответствующей программно-аппаратной поддержки) сделать практически невозможно;

– оператору более свойственно принимать качественные, а не количественные решения, что для обеспечения оптимального адаптивного управления недостаточно.

Поэтому решение задачи оптимального адаптивного управления использованием частотно-временного ресурса КА может быть обеспечено только автоматически (под контролем оператора ЦЗС) специальными программно-аппаратными средствами, осуществляющими обработку исходных данных NMS, формирование текущих и прогнозируемых критериев эффективности и выработку на основе оценки численных значений критериев эффективности команд управления для NMS на изменение конфигурации частотно-временного ресурса КА.

Авторами проведен анализ и сформированы критерии эффективности и разработаны алгоритмы оптимального адаптивного управления конфигурацией частотно-временного ресурса КА в сетях связи стандарта DVB-RCS.

Анализ и формирование критериев оптимального адаптивного управления конфигурацией частотно-временного ресурса КА

Номинально частотно-временной ресурс КА, выделенный оператором для данной сети связи стандарта DVB-RCS, в конечном итоге определяется выделенной полосой радиочастот и парциальной эффективной изотропной излучающей мощностью (ЭИИМ) КА, определенных соответствующим

договором между оператором КА и оператором сети.

Текущая конфигурация частотно-временного ресурса определяется текущей частотно-временной матрицей (ЧВМ) сети, которая может изменяться во времени в зависимости от состава и интенсивности передаваемого в сети мультимедийного трафика по решению оператора сети.

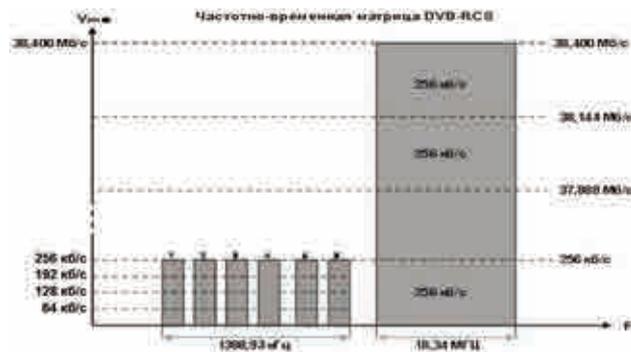


Рис. 1

На рис. 1 в качестве примера представлена расчетная ЧВМ в час наивысшей нагрузки (ЧНН) в стандартном стволе КА «Экспресс-АМ» для сети связи стандарта DVB-RCS, включающей одну ЦЗС и 15 «активных» абонентских ЗС.

ЧВМ данной сети DVB-RCS в ЧНН включает:

– прямой канал с информационной скоростью 38,4 Мбит/с.

– 6 обратных каналов с информационной скоростью 256 кбит/с.

Суммарная полоса радиочастот, выделенная для функционирования сети (с учетом рекомендуемых оператором КА защитных интервалов), в ЧНН должна составлять 19,73 МГц, а парциальная ЭИИМ равна 46 дБ/Вт.

Число «активных» станций в сети стандарта DVB-RCS относительно ЗС, «зарегистрированных» в сети, может меняться в достаточно широких пределах [5]. Текущая интенсивность различных компонент трафика также может существенно отличаться от интенсивности в ЧНН. Значительное увеличение числа активных ЗС или интенсив-

ности трафика относительно расчетных величин для фиксированной ЧВМ может приводить к резкому снижению качества обслуживания отдельных компонент мультимедийного трафика.

Динамика изменения интенсивности практически всех компонент мультимедийного трафика имеет либо регулярный, либо достаточно плавный характер и может легко прогнозироваться по исходным данным NMS. Качество обслуживания всех компонент мультимедийного трафика имеет определенные нормативными документами вероятностно-временные параметры.

ЧВМ номинально рассчитывается на обеспечение для заданного числа «активных» ЗС ($N_{\text{АЗС}}$) минимально допустимых вероятностно-временных характеристик обслуживания всех компонент m мультимедийного трафика $W = (W_1, \dots, W_m)$, при этом все виды статистического трафика ЦЗС и ЗС рассматриваются как простейшие потоки типа $M/M/1$ [1, 2, 3].

Реально все виды статистического трафика имеют нестационарный характер и только в первом приближении могут рассматриваться как простейшие. Тем не менее усредненные, по данным NMS, значения интенсивностей поступления и обслуживания статистических потоков дают достаточно хорошие результаты для оценки вероятностно-временных характеристик их обслуживания на период 30–40 мин для заданной структуры ЧВМ [4]. Критерием эффективности адаптивного управления ресурсом в этом случае может служить такой параметр, как максимально допустимое число «активных» ЗС.

Таким образом, в качестве критерия эффективности системы оптимального адаптивного управления частотно-временным ресурсом КА в сетях спутниковой связи стандарта DVB-RCS прием следующую функцию:

$$\Phi = N_{\text{max}}(N_{\text{АЗС}}, W = (W_1, \dots, W_m), S_{\text{ЧВМ}}),$$

где N_{max} – максимально допустимое число «активных» ЗС; $N_{\text{АЗС}}$ – число активных ЗС, принятое при расчете номинальной ЧВМ; $W = (W_1, \dots, W_m)$ – минимально допустимые вероятностно-временные характеристики (ВВХ) обслуживания мультимедийного трафика; $S_{\text{ЧВМ}}$ – структура ЧВМ; m – число компонент мультимедийного трафика.

Алгоритмы оптимального адаптивного управления структурой ЧВМ в сетях связи стандарта DVB-RCS

Исходной информационной базой для работы алгоритмов оптимального адаптивного управления структурой ЧВМ являются:

- структура номинальной ЧВМ ($S_{\text{ЧВМ ном}}$);
- минимально допустимые ВВХ обслуживания $W = (W_1, \dots, W_m)$ компонент мультимедийного трафика;
- база данных системы мониторинга и управления сетью (БД NMS).

Общая структурная схема алгоритмов оптимального адаптивного управления структурой ЧВМ представлена на рис. 2.

В качестве входного параметра для работы алгоритма оптимального адаптивного управления структурой ЧВМ оператор ЦЗС задает темп $\Delta T_{\text{ЧВМ}}$ коррекции ЧВМ, который может изменяться в пределах от 5 до 60 мин.

В блоке анализа поступления текущего трафика (БАПТТ) по исходным параметрам БД NMS формируются усредненные за пе-

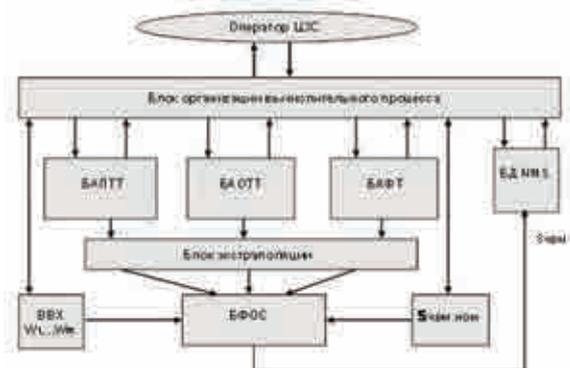


Рис. 2

риод $\Delta T_{\text{ЧВМ}}$ значения текущих интенсивностей поступления заявок по всем видам статистического трафика $\lambda\Pi = (\lambda\Pi_1, \dots, \lambda\Pi_m)$. Далее в блоке экстраполяции осуществляется ступенчатая экстраполяция на последующий период $T_{\text{ЧВМ}}$ значений интенсивностей поступления заявок $\lambdaЭП = (\lambdaЭП_1, \dots, \lambdaЭП_m)$ с учетом усреднения соответствующих $\lambdaЭП = (\lambdaЭП_1, \dots, \lambdaЭП_m)$ за последние трое суток.

Аналогично в блоке анализа обслуживания текущего трафика (БАОТТ) по исходным данным базы NMS формируются усредненные за период $\Delta T_{\text{ЧВМ}}$ значения текущих интенсивностей обслуживания заявок по всем видам статистического трафика $\lambdaО = (\lambdaО_1, \dots, \lambdaО_m)$. Далее в блоке экстраполяции осуществляется ступенчатая экстраполяция на последующий период $\Delta T_{\text{ЧВМ}}$ значений интенсивностей обслуживания заявок $\lambdaЭО = (\lambdaЭО_1, \dots, \lambdaЭО_m)$ с учетом усреднения соответствующих $\lambdaЭО = (\lambdaЭО_1, \dots, \lambdaЭО_m)$ за последние трое суток.

В блоке анализа поступления фиксированного трафика (БАФТ) по исходным данным базы NMS формируются на текущий период $\Delta T_{\text{ЧВМ}}$ значения информационных скоростей $v_{\text{ф}}$ передачи фиксированного трафика в составе прямого канала ЦЗС. Далее в блоке экстраполяции осуществляется ступенчатая экстраполяция на последующий период $\Delta T_{\text{ЧВМ}}$ значений $v_{\text{эф}}$ с учетом усреднения соответствующих $v_{\text{эф}}$ за последние трое суток.

В блоке формирования оптимальной структуры ЧВМ (БФОС) на основе анализа и обработки выходной информации блоков БАПТТ ($\lambdaЭП = (\lambdaЭП_1, \dots, \lambdaЭП_m)$); БАОТТ ($\lambdaЭО = (\lambdaЭО_1, \dots, \lambdaЭО_m)$); БАФТ ($v_{\text{эф}}$) формируется оптимальная структура ЧВМ ($S_{\text{ЧВМ}}$) на последующий период $\Delta T_{\text{ЧВМ}}$.

В качестве критерия эффективности системы оптимального адаптивного управления $S_{\text{ЧВМ}}$ используется функция $\Phi = N_{\text{max}}$

($N_{\text{АЗС}}, W = (W_1, \dots, W_m), S_{\text{ЧВМ}}$), определяющая максимально допустимое число «активных» ЗС в сети для заданных в блоке минимально допустимых вероятностно-временных характеристик обслуживания $W = (W_1, \dots, W_m)$. При этом предполагается, что все виды статистического трафика, имеющие нестационарный характер, в первом приближении могут рассматриваться как простейшие потоки типа М/М/1.

Анализ полученных результатов показывает, что при обслуживании неоднородного по составу мультимедийного трафика адаптивное управление структурой ЧВМ сети стандарта DVB-RCS, работающей в режиме MF-TDMA, позволяет в среднем на 10–20 % увеличить число «активных» ЗС в сети.

При обслуживании трафика, неоднородного по составу, времени и зоне обслуживания, число «активных» ЗС в сети может быть дополнительно увеличено в среднем на 10 ÷ 25 % и существенно зависит от распределения абонентских ЗС по различным часовым поясам.

Введение непрерывного (с темпом 5 мин) адаптивного управления структурой ЧВМ дает в среднем выигрыш относительно варианта почасовой адаптации не более чем на 5 %.

ЛИТЕРАТУРА

1. Джайсуол Н. Очереди с приоритетами. М.: Мир, 1973.
2. Генов А., Голованов В. Методика моделирования систем спутниковой связи // Вопросы радиоэлектроники. 1975.
3. Генов А. Исследование вопросов выбора канальной емкости пучков СПСС двойного назначения / НТК «Оптические, сотовые и спутниковые сети и системы связи», Псков, 1996.
4. Genov A., Ivanchuk N. The conception of constructing global spread-spectrum CDMA mobile telecommunication «Global-SS» system / Forum of the ITA Proceedings, Moscow, 1997.
5. DVB-RCS – Product Description / EMC TECHNOLOGIES, Канада, 2004.

МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРЕНИЙ ПРИ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ ГТД

В.Г.Попов, докт. техн. наук; В.Н.Насонов, канд. техн. наук
(“МАТИ” – РГТУ имени К.Э. Циолковского)

Разработана методика определения погрешностей измерений при стендовых испытаниях газотурбинных двигателей. Приведенные результаты исследования являются составной частью метрологического обеспечения системы измерений имитационных стендов испытаний ГТД.

Ключевые слова: стендовые испытания, параметры, погрешности измерений.

METHODS FOR DETERMINATION OF MEASUREMENT ERRORS DURING BENCH TESTING OF GAS TURBINE ENGINES. *V.G.Popov, Dr.Techn.Sc; V.N.Nasonov, Cand.Techn.Sc.*

Technique for determination of measurement errors during bench testing of gas turbine engines has been developed. Presented results of investigation are a component of metrological assurance for a measuring system of simulation test benches for gas turbine engines.

Keywords: bench tests, parameters, measurement errors.

Отсутствие «идеальных» методов и средств измерения приводит к тому, что истинное значение измеряемой величины остается неизвестным. Все определяемые параметры двигателя ($U\{G_B, G_{TO}, R_V \dots\}$) являются результатом косвенных измерений. В основном экспериментатора интересуют не измеренные параметры, а приведенные к номинальным полетным условиям, и в некоторых случаях отнесенные к заданным значениям режимных параметров, например приведенной частоте вращения $n_{пр}$. При вычислении погрешностей этих величин используются погрешности независимых измерений, которые являются аргументами величин $U\{G_B, G_{TO}, R_V \dots\}$, при этом важно учитывать взаимные связи между отдельными величинами.

Кроме функциональных связей, должны учитываться и временные переходы, когда

случайные погрешности трансформируются в систематические и наоборот.

Рассмотрим постановку задачи. В общем случае справедлива следующая запись:

$$A = f(x, z, m(x, y)), \quad (1)$$

где A – параметры двигателя, измеренные или приведенные к заданным полетным условиям; m – градуировочные коэффициенты, используемые при вычислении A ; x, y, z – переменные, используемые при рабочих измерениях и при градуировке, только при градуировке, только при рабочих измерениях соответственно.

В этом случае проще всего определяются случайные погрешности величин A . Поскольку все погрешности градуировочных коэффициентов m «заморожены» и являются систематическими, средняя квадратичная погрешность величин A формируется из случайных погрешностей величин x и z :

$$S(A)^2 = \sum_i \left(\frac{\partial A}{\partial x_i} \right)^2 S(x_i)^2 + \sum_j \left(\frac{\partial A}{\partial z_j} \right)^2 S(z_j)^2. \quad (2)$$

Здесь под $S(x_i)$ понимаются средние квадратичные погрешности величин x , имеющие место при рабочих измерениях.

Предельная случайная погрешность величин A определяется так:

$$\varepsilon(A) = t_{pq} S(A),$$

где t_{pq} – коэффициент Стьюдента, соответствующий доверительной вероятности $P_0 = 0,95$ и числу степеней свободы, вычисляемому по формуле

$$f_q = \frac{\left[\sum_i \left(\frac{\partial A}{\partial x_i} \right)^2 S(x_i)^2 \right] - \left[\sum_i \left(\frac{\partial A}{\partial x_i} \right)^4 S(x_i)^4 \right] \frac{1}{n_k - 1}}{\left[\sum_i \left(\frac{\partial A}{\partial x_i} \right)^4 S(x_i)^4 \right] \frac{1}{n_k + 1}}.$$

Сложнее определяется систематическая погрешность величин A . Систематические погрешности величин z , $\theta(z)$ используются обычно в «чистом» виде, и их вклад в погрешность величин A определяется выражением

$$\sum_k \left(\frac{\partial A}{\partial z_k} \right)^2 \theta(z_k)^2.$$

Систематические погрешности величин y , используемых только при градуировке, определим как суммарные погрешности, состоящие из случайных и систематических:

$$\Delta(y_j) = K S_{\Sigma}(y_j),$$

где $S_{\Sigma}(y_j)$ – оценка суммарного среднего квадратичного отклонения результата измерения,

$S_{\Sigma}^2(y_j) = \frac{\theta(y_j)^2}{3} + S(y_j)^2$; $\theta(y_j)$ – систематическая погрешность величины y ; $S(y_j)$ – оценка среднего квадратичного отклонения; K – коэффициент, зависящий от соотношения случайной и систематической погрешностей, $K = \frac{t_q S(y_j) + \theta(y_j)}{S(y_j) + \frac{\theta(y_j)}{3}}$.

Случайные погрешности величин y , проявившиеся при градуировке, «заморажива-

ются» и далее уже при рабочих измерениях выступают как часть систематической погрешности.

С учетом зависимости (2) вклад величин y в систематическую погрешность параметров A будет

$$\sum_j \left(\sum_i \frac{\partial A}{\partial m_i} \frac{\partial m_i}{\partial y_j} \right)^2 \Delta(y_j)^2.$$

При рассмотрении влияния погрешностей величин x будем предполагать, что систематические погрешности величин x , $\theta(x_1)$ остаются такими же, как при градуировке и рабочих измерениях, тогда их вклад будет

$$\sum_i \left(\sum_i \frac{\partial A}{\partial m_i} \frac{\partial m_i}{\partial x_i} + \frac{\partial A}{\partial x_i} \right)^2 \theta(x_i)^2,$$

то есть их влияние сказывается непосредственно на параметры A через градуировочные коэффициенты m_i .

Случайные погрешности величин x , имеющие место при градуировке, «замораживаются» и далее их следует рассматривать как систематические, имея в виду предел случайной погрешности $\varepsilon'(x) = t_{pq} S'(x)$:

$$\sum_i \left(\sum_i \frac{\partial A}{\partial m_i} \frac{\partial m_i}{\partial x_i} \right)^2 \varepsilon'(x_i)^2,$$

где «штрих» означает, что погрешность сформировалась при градуировке.

В итоге систематическая погрешность величин A составит

$$\begin{aligned} \theta(A)^2 = & \sum_i \left(\sum_i \frac{\partial A}{\partial m_i} \frac{\partial m_i}{\partial x_i} \right)^2 \varepsilon'(x_i)^2 + \\ & + \sum_i \left(\sum_i \frac{\partial A}{\partial m_i} \frac{\partial m_i}{\partial x_i} + \frac{\partial A}{\partial x_i} \right)^2 \theta(x_i)^2 + \\ & + \sum_j \left(\sum_i \frac{\partial A}{\partial m_i} \frac{\partial m_i}{\partial y_j} \right)^2 \Delta(y_j)^2 + \sum_k \left(\frac{\partial A}{\partial z_k} \right)^2 \theta(z_k)^2. \end{aligned}$$

Рассмотрим пример определения тяги R_v , расхода воздуха, расхода топлива G_T и удельного расхода топлива C_R при испытаниях двигателя на высотном стенде.

При рабочих измерениях расход воздуха определяется по измеренным значени-

ям полного давления по трубкам Пито P_n^* и перепада давления в них, $\Delta P_n^* = P_n^* - P_n$:

$$G_{\%o} = \frac{m_{\text{вп}}}{\sqrt{R_{\%o} T_{\%o}^*}} m_n^* q \left(\frac{\Delta P_n^*}{m_n^*} \right) F_i \mu_n,$$

где μ – градуировочный коэффициент расхода.

Полное давление на входе при рабочих измерениях определяется через второй градуировочный коэффициент – коэффициент давления $\sigma_{\text{вх}}$:

$$P_{\%o}^* = m_n^* \sigma_{\%o}.$$

Статическое давление в сечении уплотнения при рабочих измерениях вычисляется через третий градуировочный коэффициент $\overline{\Delta P}_y = (P_n^* - P_y) / P_n^*$, где $P_y = P_n^* (1 - \overline{\Delta P}_y)$.

При градуировке, когда определяются градуировочные коэффициенты μ_n , $\sigma_{\text{вх}}$ и ΔP_n^* , измеряются относительно давления в коллекторе P_k следующие величины:

$\overline{\Delta P}_y$ – перепад давления между коллектором и полным давлением по трубкам Пито;

ΔP_y – перепад давления между коллектором и статическим давлением в сечении уплотнения «у»;

$\Delta P_{\%o>}$ – перепад давления между коллектором и статическим давлением в сечении входа «вх»;

$\Delta P_{k\text{sm}}$ – перепад давления между коллектором и статическим давлением в мерном сечении «м»;

$\Delta P_{k\text{pm}}$ – перепад давления между коллектором и полным давлением по гребенкам в мерном сечении.

Из условий применяемой методики обработки результатов испытаний производим деление переменных:

x – величины, используемые при градуировке и рабочих измерениях;

ΔP_n^* – перепад между полным и статическим давлением по трубкам Пито;

F_m – площадь мерного сечения;

y – величины, используемые только при

градуировке;

P_k – давление в коллекторе;

$F_{\text{вх}}$ – площадь в сечении уплотнения;

z – величины, используемые только при рабочих измерениях;

P_n^* – полное давление по трубкам Пито;

$P_{\text{тбк}}$ – давление в барокамере;

$T_{\%o}^*$ – температура воздуха на входе;

$R_{\text{ст}}$ – усилие на динамометрической платформе;

G_T – расход топлива;

F_y – площадь воздухопровода в сечении уплотнения «у»;

K_y – коэффициент уплотнения;

F_c – площадь сопла.

Под величинами A будем понимать следующие $A(G_{\%o}, R_y, G_T, C_R)$, приведенные к условиям $H = 0, M = 0$.

Предполагается, что выполнены все осреднения «во времени» и «в пространстве» независимых аргументов и учтены соответствующие погрешности – случайные и систематические.

Для одного типичного режима работы двигателя были получены коэффициенты влияния, которые в относительном виде представляют частные производные.

Проанализируем коэффициенты влияния, например погрешности перепада давления на трубках Пито, на расход воздуха. Так,

коэффициент $\frac{\partial G_{\%o}}{\partial \Delta P_n^*} \frac{\Delta P_n^*}{G_{\%o}}$ в выражении для

случайной погрешности равен 0,386. Коэф-

фициент $\frac{\partial G_{\%o}}{\partial \mu} \frac{\partial \mu}{\partial \Delta P_n^*} + \frac{\partial G_{\%o}}{\partial \sigma_{\%o}} \frac{\partial \sigma_{\%o}}{\partial \Delta P_n^*}$ в выраже-

нии для систематической погрешности, образовавшейся как «замороженная» предельная случайная погрешность при градуировке, равен -0,465. Зато коэффициент

влияния систематической погрешности Δm_n^* , постоянной при градуировке и при

рабочих измерениях, равен -0,079. Систематическая погрешность Δm_n^* практически

не влияет на погрешность расхода воздуха.

Закончим пример заданием погрешностей аргументов и вычислением погрешностей параметров $G_{\%}, R_v, G_T, C_R$.

Отметим следующее: погрешность расхода воздуха, вызванная только случайными погрешностями при рабочих измерениях, составляет 0,506 %. Вклад систематических погрешностей вдвое меньше – 0,23 %. Если учитывать только зависимость $\delta G_{\%} \approx$

$$\approx \delta q \left(\frac{\Delta P_n}{P_n^*} \right) + \delta \mu - \delta \sigma_{\%},$$

этот вклад через $\delta \mu$ и $\delta \sigma_{\%}$ должен быть больше. Это различие объясняется взаимным влиянием измеряемых величин, которое было учтено в данном примере. Это нетрудно объяснить. Например, увеличение ΔP_{kpm} приводит к увеличению коэффициента расхода μ , то есть

к увеличению расхода воздуха, но это при сохранении статического давления в сечении «вх» приводит к росту полного давления $P_{\%}^*$, то есть коэффициента $\sigma_{\%}$. Таким образом, происходит взаимная компенсация, поскольку μ и σ влияют на расход воздуха G_B с обратным знаком.

ЛИТЕРАТУРА

1. Петунин А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока. М.: Машиностроение, 1972.
2. Yokota S. etc. An approach of extending the potential of the remote measurement method for unsteady flow rate using hydraulic pipeline dynamics // JSME Int. J.L., 1995.
3. Donald J. Malloy. Test data models to characterize turbine engine in altitude test facilities // Sverdrap technology. Inc. AEDC Group, Arnold Air Force Base, Tennessee. 1995.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ, ВЛИЯЮЩИХ НА ОТНОСИТЕЛЬНУЮ ГЛУБИНУ ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ГАЗОВЫХ ТУРБИН

*В.Г.Попов, докт. техн. наук; А.В.Викулин, канд. техн. наук;
Н.Л.Ярославцев, канд. техн. наук; В.А.Чеснова*
(“МАТИ” – РГТУ имени К.Э. Циолковского)

Проведен анализ влияния газодинамических, теплофизических и геометрических параметров на относительную глубину охлаждения в каналах сложной конфигурации лопатки турбин.

Ключевые слова: лопатка турбины, теплофизические параметры, относительная глубина охлаждения, коэффициент теплоотдачи.

TECHNIQUE FOR DETERMINATION OF THE THERMAL-PHYSICAL PARAMETERS AFFECTING RELATIVE COOLING DEPTH OF GAS TURBINE BLADES. *V.G.Popov, Dr.Techn.Sc;*
A.V.Vikulin, Cand.Techn.Sc; N.L.Yaroslavtsev, Cand.Techn.Sc; V.A.Chesnova.

The analysis of effect of gas-dynamic, thermal-physical and geometrical parameters on the relative depth of cooling in channels with complex configuration of the turbine blade is carried out.

Keywords: turbine blade, thermal-physical parameters, relative depth of cooling, heat transfer coefficient.

Совершенствование систем охлаждения лопаток газовых турбин – одна из основных задач, возникающих при освоении высокотемпературного цикла ГТД и ГТУ различно-

го назначения. Решение ее связано с поиском, разработками и исследованиями новых систем интенсификации теплообмена, обеспечивающих заданный уровень температу-

ры охлаждаемых лопаток. Особые трудности возникают при разработке эффективно-го охлаждения в зоне входной и выходной кромки лопаток.

Для оценки эффективности системы охлаждения теплонапряженных деталей (например, лопаток газовой турбины) на практике чаще используется величина, называемая относительной глубиной охлаждения, представляющая собой отношение

$$\Theta = \frac{T_r - T_n}{T_r - T_{во}}$$

где T_r , T_n , $T_{во}$ – температура газа, лопатки и воздуха на входе в лопатку соответственно.

Используя уравнение баланса тепла для плоской стенки в одномерной постановке, получим

$$\theta = \frac{1}{1 + (\alpha_r/\alpha_b) + (\alpha_r \delta_n / \lambda_n)} \cdot \frac{T_r - T_n}{T_r - T_{во}}, \quad (1)$$

где α_r и α_b – коэффициент теплоотдачи от газа к лопатке и полный коэффициент теплоотдачи к воздуху соответственно; T_b – местная температура воздуха; δ_n и λ_n – толщина и коэффициент теплопроводности стенки лопатки соответственно.

Из уравнения баланса тепла для цилиндрической стенки получим

$$\theta = \frac{1}{1 + \frac{\alpha_r r_n}{\alpha_b r_b} + \frac{\alpha_r r_n \ln(r_n/r_b)}{\lambda_n}} \cdot \frac{T_r - T_n}{T_r - T_{во}},$$

где r_n и r_b – наружный и внутренний радиусы цилиндрической стенки соответственно.

Рассматривая аналогичные уравнения баланса тепла для стенки с теплозащитным покрытием толщиной δ_n и с коэффициентом теплопроводности λ_n , получим следующие выражения для относительной глубины охлаждения плоской стенки лопатки под покрытием:

$$\theta = \frac{1}{1 + \frac{\alpha_r}{\alpha_b} + \alpha_r \left(\frac{\delta_n}{\lambda_n} + \frac{\delta_n}{\lambda_n} \right)} \cdot \frac{T_r - T_n}{T_r - T_{во}}$$

и цилиндрической стенки лопатки:

$$\theta = \frac{1 + \frac{\alpha_r r_n \ln(r_n/r_b)}{\lambda_n}}{1 + \frac{\alpha_r r_n}{\alpha_b r_b} + \frac{\alpha_r r_n \ln(r_n/r_b)}{\lambda_n} + \frac{\alpha_r r_n \ln(r_n/r_b)}{\lambda_n}} \cdot \frac{T_r - T_n}{T_r - T_{во}},$$

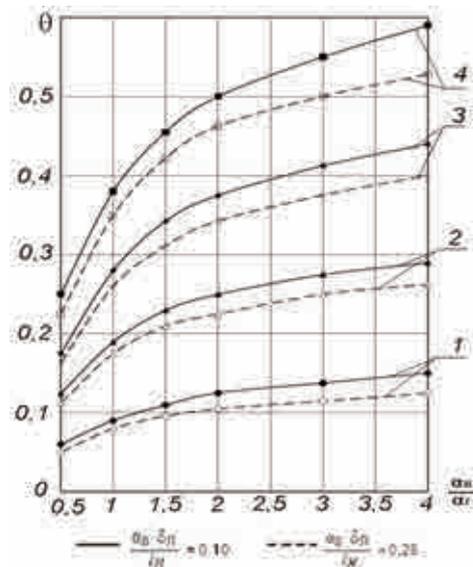
где $r_m = r_n + \delta_n$.

Анализ теплового состояния охлаждаемых лопаток показывает, что комплекс $(\alpha_r \delta_n / \lambda_n)$ в знаменателе формулы (1), как правило, мал по сравнению с суммой $(1 + \alpha_r/\alpha_b)$. Поэтому определяющее влияние на уровень θ имеют отношение α_b/α_r и отношение $\frac{T_r - T_n}{T_r - T_{во}}$, которое является функцией подогрева воздуха в лопатке:

$$f(\Delta T_n) = \frac{T_r - T_n}{T_r - T_{во}} = 1 - \frac{\Delta T_n}{T_r - T_{во}}$$

С уменьшением параметра $f(\Delta T_n)$ влияние отношения α_b/α_r становится более пологим, и ниже определенного значения $f(\Delta T_n)$ заданная величина θ становится недостижимой (рис. 1).

Для охлаждаемых лопаток с выпуском охлаждающего воздуха в проточную часть турбины через выходную кромку макси-



l_n – длина интенсификатора теплообмена по нормали к поверхности

Рис. 1. Зависимость относительной глубины охлаждения θ лопатки турбины от отношения α_b/α_r при $f(\Delta T_b) = 0,2$ (1); 0,4 (2); 0,6 (3); 0,8 (4)

мальная температура воздуха может быть определена по формуле

$$T_{n, \max} = T_{\text{во}} + (T_r - T_{\text{во}}) \frac{\sum_{i=1}^n \alpha_{r,i} \theta_i F_i}{G_n c_p},$$

где $\alpha_{r,i}$, θ_i – местные значения коэффициента теплоотдачи от газа к лопатке и относительной глубины охлаждения лопатки на участке с поверхностью F_i ; G_n – расход воздуха; c_p – теплоемкость воздуха при постоянном давлении.

Функция $f(\Delta T_n)$ может быть представлена в виде:

$$f(\Delta T_n) = \frac{T_r - T_{n, \max}}{T_r - T_{\text{во}}} = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n \alpha_{r,i} \theta_i F_i}{G_n c_p}.$$

Выражая местное значение относительной глубины охлаждения θ_i через осредненное по профилю значение $\theta_{\text{ср}}$ с помощью коэффициента осреднения K_i и соотношения

$$\theta_i = K_i \theta_{\text{ср}},$$

получим

$$f(\Delta T_n) = 1 - \theta_{\text{ср}} \frac{\sum_{i=1}^n \alpha_{r,i} K_i F_i}{G_n c_p}. \quad (2)$$

Заменяя отношение $\frac{T_r - T_n}{T_r - T_{\text{во}}}$ в формуле (1) выражением (2), после преобразований получим формулу для осредненного значения относительной глубины охлаждения

$$\theta = \frac{1}{1 + \frac{\alpha_r}{\alpha_n} + \alpha_r \frac{\delta_n}{\lambda_n} + \frac{\sum_{i=1}^n (\alpha_{r,i} K_i F_i)}{G_n c_p}}, \quad (3)$$

где величины α_r/α_n и $(\alpha_r \delta_n/\lambda_n)$ являются параметрами выходной кромки лопатки.

Для лопатки с равномерным охлаждением коэффициент $K_i = 1,0$. Отношение α_r/α_n определяет локальные условия теплообмена, а последнее слагаемое в знаменателе формулы (3) отражает влияние подгрева воздуха.

Для расчета теплообмена от газа к про-

филю лопатки широко используется число Re_r , определенное по параметрам потока в «горле» решетки:

$$Re_r = \frac{G_r b}{S_r \mu_r},$$

где G_r – расход газа; b – хорда лопатки; S_r – площадь проходного сечения горла решетки; $S_r = \pi D_{\text{ср}} h_{\text{л}} \sin \beta_r$, $\beta_r = \arcsin(a/t_{\text{л}})$, где a – размер горла решетки; $t_{\text{л}}$ – шаг лопаток в решетке; μ_r – коэффициент динамической вязкости газа в горле решетки.

Вводя толщину эквивалентной щели $\delta_{\text{щ}}$ для прохода воздуха при высоте щели, равной $h_{\text{щ}}$, число Re_n , определяющее интенсивность теплообмена к воздуху в гладком канале, можно записать в виде

$$Re_n = \frac{G_n \delta_{\text{щ}}}{\delta_{\text{щ}} h_{\text{щ}} \mu_n},$$

где μ_n – коэффициент динамической вязкости воздуха в гладком канале.

Используя выражение для относительно расхода воздуха

$$\overline{G_n} = G_n (z/G_r),$$

где $z = \pi D_{\text{ср}}/t_{\text{л}}$ – число лопаток, и введя относительный шаг лопаток $\bar{t} = t_{\text{л}}/b$, получим выражение для числа Re_n в следующем виде:

$$Re_n = Re_r \overline{G_n} \bar{t} \sin \beta_r \frac{\mu_r}{\mu_n} \cdot \frac{h_n}{h_{\text{щ}}}. \quad (4)$$

Из уравнения (4) видно, что при одних и тех же значениях числа Re_r , характеризующего условия внешнего обтекания, и относительного расхода воздуха $\overline{G_n}$ уровень числа Re_n зависит от комплекса $(\bar{t} \sin \beta_r)$. Чем меньше относительный шаг решетки (или чем больше ее густота), тем больше поверхность подвода тепла от газа. Уменьшение угла β_r означает, что при одном и том же значении числа Re_r для обеспечения заданной площади горла решетки S_r необходимо увеличить высоту лопатки, что также приведет к увеличению поверхности подвода

тепла от газа к лопатке. В целом, уменьшение комплекса $\bar{t} \sin \beta_r$ означает при одном и том же относительном расходе \bar{G}_n уменьшение расхода воздуха, приходящегося на единицу поверхности подвода тепла от газа, и, соответственно, уменьшение числа Re_B .

При одних и тех же значениях относительного расхода воздуха G_B и числа Re_B площадь проходного сечения ($S = \delta_{щз} h_{щ}$) и толщина щели $\delta_{щз}$ уменьшаются с ростом имеющегося перепада давлений в системе охлаждения лопатки. Соответственно возрастает коэффициент теплоотдачи к воздуху. Если критериальное уравнение теплообмена для гладкого канала представить в наиболее распространенной степенной форме

$$Nu = a Re^m Pr^n (T_{ст}/T_B)^l,$$

где m, n, l – показатели степени, то коэффициент теплоотдачи к воздуху определяется по формуле

$$\alpha_B = a Re^m Pr^n (T_{ст}/T_B)^l (\lambda_B/\delta_{щз}).$$

Другими факторами, оказывающими влияние на относительную глубину охлаждения θ , являются теплофизические свойства газа и охлаждающего воздуха. С уменьшением температуры воздуха уменьшаются его теплопроводность и теплоемкость, что в целом снижает глубину охлаждения, несмотря на уменьшение коэффициента динамической вязкости и соответствующее увеличение числа Re_B . Аналогичное явление снижения глубины охлаждения возникает при увеличении температуры газа.

В несколько упрощенной форме влияние теплофизических свойств на относительную глубину охлаждения можно учесть с помощью комплекса $(T_r/T_{во})^f$.

Используя приведенные выше критерии и безразмерные параметры $Re_r, G_B, (\bar{t} \sin \beta_r)$ и $(T_r/T_{во})^f$, на основании обширных экспериментальных данных по исследованию глубины охлаждения и внутреннего теплообмена в рабочих лопатках полупетлевой схемы с двумя вихревыми матри-

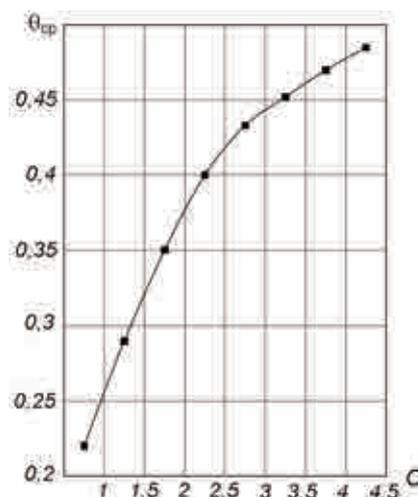


Рис. 2. Обобщенная зависимость для осредненной по профилю относительной глубины охлаждения θ_{cp} от величины C

цами и однорядной системой коротких наклонных ребер (и каналов) в зоне выходной кромки были получены следующие параметрические зависимости для осредненного по профилю значения относительной глубины охлаждения (рис. 2):

$$\bar{\theta} = 5,98 \cdot 10^{-3} C - 6,92 \cdot 10^{-3} C^2 + 0,302 C^3 - 0,02;$$

$$\bar{\theta} = \theta_{cp} (T_r/T_{во})^{0,8} (1/k_\theta),$$

где $C = 3,3 \bar{G}_n \bar{t} \sin \beta_r (Re_r/1,3 \cdot 10^{-5})^m$;

$\bar{G}_n = (G_n z/G_r) \cdot 100\%$; k_θ – коэффициент влияния перепада давлений на осредненное по профилю значение относительной глубины охлаждения лопатки.

На рис. 3 и 4 приведены зависимости для показателя степени m и коэффициента k_θ .

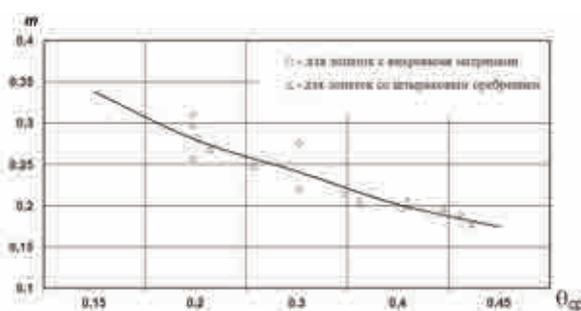


Рис. 3. Зависимость показателя степени m от осредненного по профилю значения относительной глубины охлаждения θ_{cp} лопатки для каналов с вихревой матрицей и штырьковым оребрением

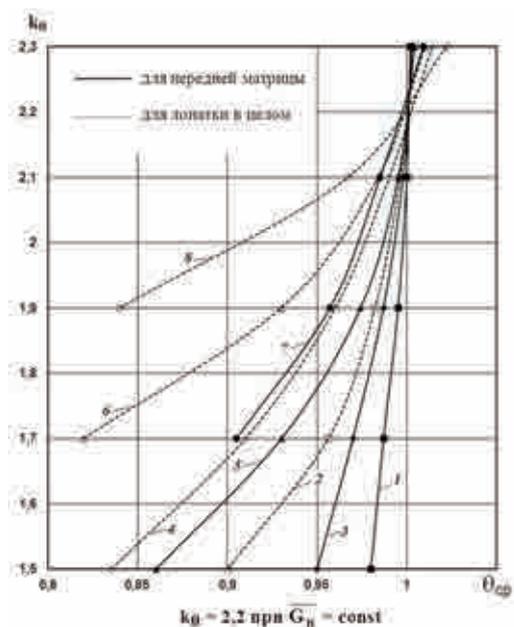


Рис. 4. Зависимость коэффициента k_θ от среднего по профилю значения относительной глубины охлаждения $\theta_{ср}$ лопатки при относительном расходе воздуха $\bar{G}_в = 1,5\%$ (1, 2); 2% (3, 4); 2,5% (5, 6) и 3% (7, 8)

Необходимо подчеркнуть, что комплекс S учитывает влияние основных факторов и величины $\theta_{ср}$. При изменении геометрии профилей в широком диапазоне, на характерном для условий выполненных исследований, некоторое влияние на уровень $\theta_{ср}$ могут оказать кривизна профиля, а также толщина стенок лопатки. Учет этих факторов может быть произведен дополнительно.

Разработана методика определения влияния газодинамических, теплофизических и геометрических параметров на относительную глубину охлаждения в каналах сложной конфигурации охлаждаемых лопаток газовых турбин. Получены зависимости относительной глубины охлаждения лопатки турбины от отношения коэффициента теплоотдачи воздуха к коэффициенту теплоотдачи газа и подогрева воздуха.

ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ НА ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛОПАТОК ТУРБОМАШИН

В.Г.Попов, докт. техн. наук (“МАТИ” – РГТУ им. К.Э. Циолковского);

А.В.Пипопуло, канд. техн. наук (ООО «СП “АЛЬСТОМ Пауэр Унитурбо”»)

Приведены результаты исследования влияния величины угла контактных поверхностей бандажных антивибрационных полок на прочность бандажированных рабочих лопаток турбокомпрессора.

Ключевые слова: турбокомпрессор, лопатка, прочность, бандажные полки.

THE INFLUENCE OF DESIGN-AND-PROCESS FACTORS ON THE STRENGTH CHARACTERISTICS OF TURBOMACHINE BLADES. *V.G.Popov, Dr.Techn.Sc; A.V.Pipopulo, Cand.Techn.Sc.*

Results of investigation into the influence of contact surfaces angle of shroud vibratory platforms on the strength of turbine compressor shrouded blades are presented.

Keywords: turbine compressor, blade, strength, shroud platforms.

Наиболее ответственным элементом бандажной полки лопатки турбомашин являются ее контактные поверхности. Положение их в пространстве влияет на динамику и прочность лопаток.

Важным конструктивно-технологическим фактором, определяющим прочность бандажированных рабочих лопаток турбокомпрессора, является угол α контактных поверхностей бандажных антивибрацион-

ных полок (рис. 1), которую необходимо оптимизировать в процессе проектирования. Угол α измеряется обычно относительно окружного направления.

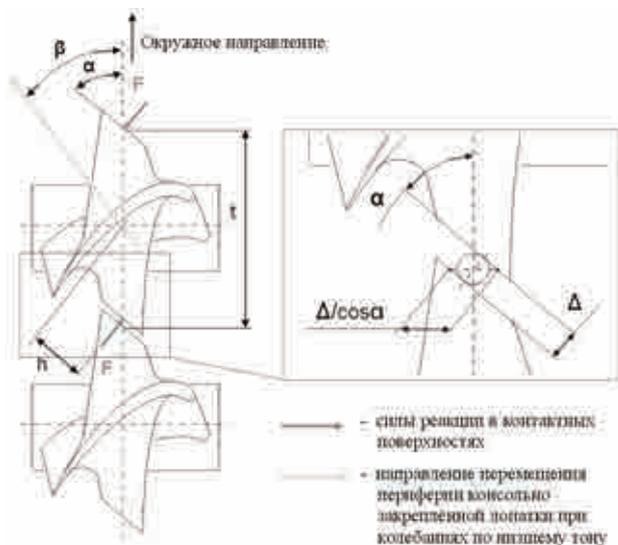


Рис. 1. Схема бандажных полок

При определении направленности угла α в процессе проектирования лопаток необходимо, прежде всего, учитывать, что лопатки уменьшают закрученность под воздействием растягивающей силы, при этом контактные поверхности соседних лопаток должны перемещаться навстречу друг к другу, закрывая монтажный зазор.

Кроме того, при выборе угла α следует учитывать направление β перемещения периферийного сечения пера лопатки, закрепленной только по хвостовику, при колебаниях по первой изгибной форме: для наибольшего демпфирования колебаний направление контактных поверхностей должно быть приблизительно одинаковым с упомянутыми перемещениями. Разница углов может составлять $10^\circ \leq \alpha - \beta \leq 15^\circ$.

Выбор угла α влияет на уровень параметров, определяющих напряженное состояние лопатки (рис. 2).

Лопатки под воздействием центробежных, газовых и температурных нагрузок стремятся уменьшить свою закрученность по свойству закрученного стержня. При

этом контактные поверхности бандажных полок соседних лопаток перемещаются навстречу друг другу, и при некоторой частоте вращения ротора n_c происходит контакт или сцепление бандажных полок. В момент схватывания полок жесткостная схема «ротор + + изолированные лопатки» меняется на схему «ротор + лопатки + бандажное кольцо» (рабочее колесо). Изменяются зависимости сил, моментов, перемещений, собственных частот колебаний, напряжений статических и динамических от частот вращения.

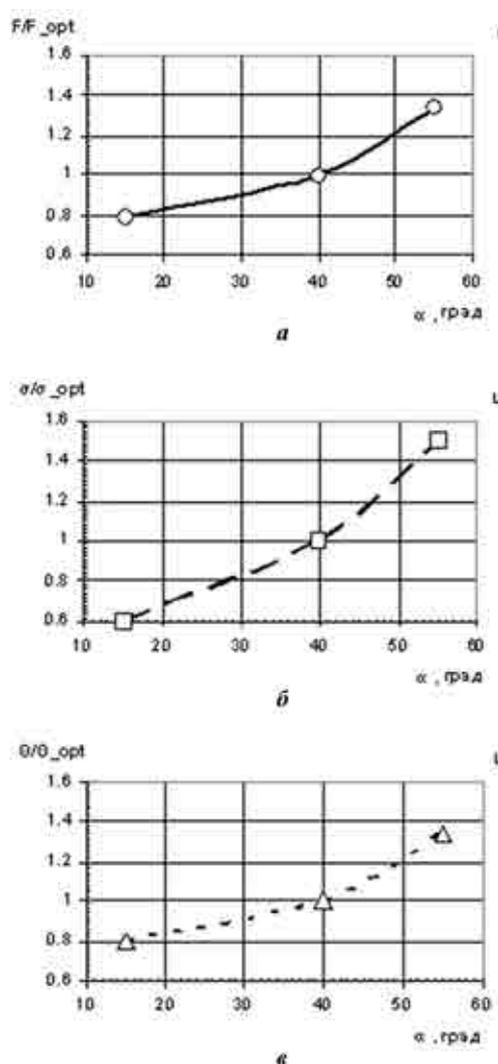


Рис. 2. Изменение относительных величин контактной силы (а), контактных напряжений (б) и угла раскрытия пера до закрытия зазора (в), влияющих на напряженное состояние лопатки, в зависимости от величины угла α контактных поверхностей

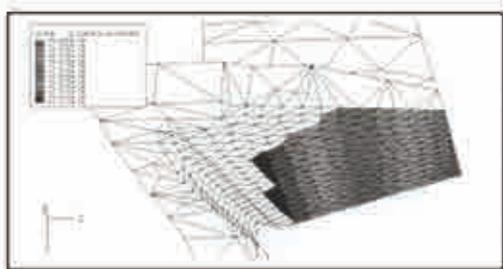
Рассмотрим поведение бандажированных лопаток во всем диапазоне частот вращения, например во время старта турбомашин при малом, например $\alpha_1 = 15^\circ$, большом, например $\alpha_2 = 55^\circ$, и оптимальном, например $\alpha_3 = 40^\circ$, значениях угла контактных поверхностей.

Силы реакции в контактных поверхностях (контактные силы). При одинаковом значении крутящего момента M_k от раскрутки пера большему углу α соответствует большая сила F :

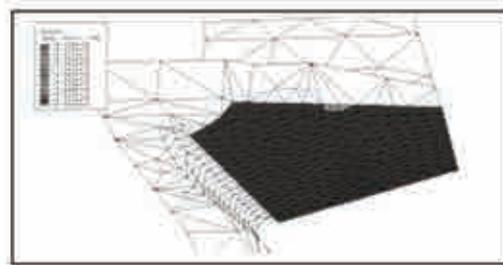
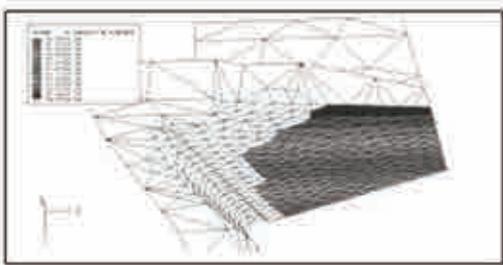
$$F = M_k/h,$$

где $h = (t/2) \cdot \cos \alpha$ – плечо (см. рис. 1); t – шаг лопаток.

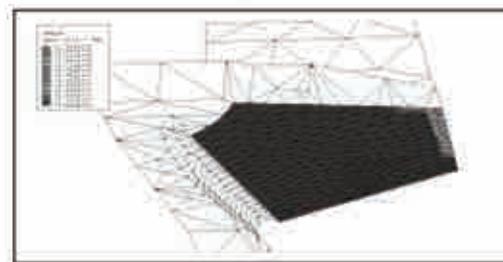
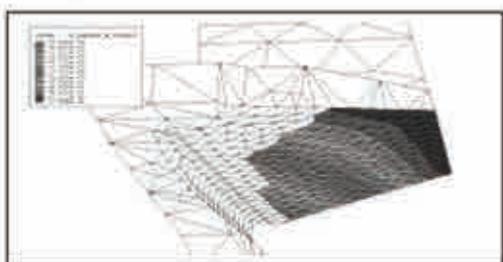
При меньшем угле α сцепление полок происходит на меньших частотах вращения. Частота вращения, при которой возникает сила F , является частотой вращения сцепления n_c .



Раскрытие контакта: частота вращения $n=0$



Раскрытие контакта и контактное давление: частота вращения $n=33\%$



Раскрытие контакта и контактное давление: частота вращения $n=100\%$

Рис. 4. Параметры контакта. Модель с $\alpha = 15^\circ$, $\Delta = 0,3$ мм

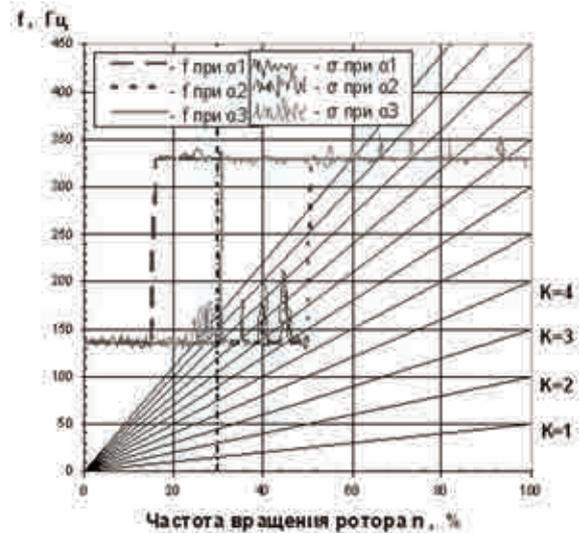


Рис. 3. Собственные частоты и переменные напряжения бандажированных лопаток

При оценке влияния угла α на напряженное состояние пера и определении критического места необходимо учитывать распределение температуры в лопатке, а также результаты оценок малоциклового усталости и деформации ползучести. Так, известно, что с наработкой турбины происходит увеличение зазора Δ в холодном состоянии. Это объясняется явлениями ползучести и некоторым износом контактных поверхностей.

Интенсивнее увеличение зазора происходит на лопатках с большим углом α .

Собственные частоты колебаний, характерные для изолированных лопаток, при сцеплении бандажных полок с n_c перестраиваются в связанные частоты колебаний бандажированного колеса (рис. 3). При этом уровень переменных напряжений существенно снижается. Это относится и к резонансным, и к фоновым составляющим переменных напряжений. Таким образом, для динамической прочности лучше сцепление бандажных полок на меньших частотах вращения и, следовательно, меньший угол α .

После выбора угла контактных поверхностей при проектировании необходимо оптимизировать положение этих поверхностей в пространстве с учетом деформаций пера и бандажной полки. В качестве примера на рис. 4 представлены результаты трехмерного аналитического исследования поведения контактных поверхностей при повышении частоты вращения ротора. Первоначально выполненные параллельно-контактные поверхности соседних лопаток контактируют с зонами на разных частотах вращения.

Целью оптимизации положения контактных поверхностей соседних лопаток является достижение более полного их прилегания друг к другу и обеспечение допустимого уровня контактных напряжений в пятне контакта на различных режимах нагрузки турбомашин. Конструктивно это достигается выполнением изначально непараллельных контактных поверхностей с поправкой на последующую деформацию по результатам прочностных расчетов.

Учет на этапе проектирования турбомашин рассмотренных факторов выбора положения в пространстве контактных поверхностей бандажных полок лопаток позволяет значительно сократить время на их последующую экспериментальную конструкторско-технологическую доводку.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Иванов В.П.** Колебания рабочих колес турбомашин. М.: Машиностроение, 1983.
2. **Биргер И.А.** Прочность и надежность машиностроительных конструкций: Избранные труды. Уфа, ГМФМЛ, 1998.
3. **Srinivasan A.V.** Flutter and Resonant Vibration Characteristics of Engine Blades // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, October 1997.

ОСОБЕННОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТЕПЛОПРОЧНОЙ ПРОВОЛОКИ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ ТИПА МЕХАНИЧЕСКОЙ СМЕСИ

*А.П.Петров, докт. техн. наук; В.И.Тарарышкин, канд. техн. наук;
В.В.Белоцерковец, канд. техн. наук; Н.В.Еремеев;
В.В.Еремеев, канд. техн. наук (“МАТИ” – РГТУ имени К.Э. Циолковского)*

Рассмотрены возможности производства проволок малых сечений на основе дисперсно-упрочненных алюминиевых сплавов. Установлено влияние сдвиговых деформаций на структуру заготовки, что позволяет получить высокий комплекс механических свойств.

Ключевые слова: литье, деформация, теплопрочность, сдвиговые деформации.

SPECIAL FEATURES OF MANUFACTURING HEAT-RESISTANT WIRE FROM MECHANICAL MIXTURE TYPE ALUMINUM ALLOYS. *A.P.Petrov, Dr.Techn.Sc;
V.I.Tararyshkin, Cand.Techn.Sc; V.V.Belotserkovets, Cand.Techn.Sc; N.V.Eremeev;
V.V.Eremeev, Cand.Techn.Sc.*

Capabilities of manufacturing light-section wires based on dispersion-hardened aluminum alloys are considered. The influence of shear deformation on the blank structure has been found. It allows obtaining high mechanical properties.

Keywords: casting, deformation, heat-resistance, shear deformation.

Технология производства тонкой проволоки из алюминиевых теплопрочных сплавов типа механической смеси состоит из четырех операций: получение литой заготовки; прессование на пруток; волочение; термообработка готовой проволоки. На примере сплава Al–8%РЗМ рассмотрим особенности каждой операции.

Исходная заготовка может быть получена тремя способами: гранулированием жидкого сплава в воду с последующим брикетированием гранул $\varnothing 1-2$ мм, литьем прутка диаметром 4–6 мм и литьем слитков $\varnothing 50-70$ мм в кристаллизатор. Структура заготовок сильно различается по геометрическим параметрам эвтектической составляющей – интерметаллидной фазы. Если толщина ин-

терметаллидной прослойки (типа CeAl_4) в гранулах равна $\sim 0,12$ мкм, то в литой проволоке она $\sim 0,2$, а в слитке $\sim 0,35-0,74$ мкм.

Казалось бы, что проволока из гранулированного сплава должна иметь самые высокие механические свойства, на самом деле свойства проволоки примерно на одном уровне при всех трех способах получения заготовки, то есть наследственного влияния литой структуры не происходит (табл. 1). Более того, проволока $\varnothing 0,5$ мм из слитка более пластична и выдерживает большее количество перегибов, чем остальные. Это важно для получения качественной проволоки меньшего диаметра.

Использование заготовки в виде слитка – это наименее затратный и наиболее

Механические свойства
нагартованной проволоки

Таблица 1

Вид заготовки	Диаметр проволоки, мм	σ_B , МПа	δ , %
Гранулы	0,52	201 – 177	1,5
	0,32	212 – 180	1,0
Литая проволока	0,52	213 – 173	1,25
	0,32	221	1,2
Слиток Ø 50 мм	0,5	213 – 185	3 – 5

перспективный способ получения проволоки при условии принятия определенных мер по очистке расплава и применения способов, обеспечивающих в процессе выдавливания введение дополнительных деформаций сдвига [2].

Рассмотрим подробнее структурные изменения при прессовании из слитка.

На основании анализа металлографических структур прутков сплава 01417 установлено, что при коэффициенте вытяжки $\lambda = 13,8$ периферийные слои прорабатываются, однако в центральных слоях зерно крупное, вытянутое, интерметаллидные включения распределены неравномерно,

наблюдаются грубые эвтектические включения (рис. 1), что приводит к резкому падению относительного удлинения прессованных прутков. Структура прутка, полученного при коэффициенте вытяжки $\lambda = 27,0$, позволяет формировать при горячей деформации интерметаллические фазы в дисперсной форме, однако при этом не обеспечивается в достаточной степени проработка литой зеренной структуры заготовки. В процессе прессования при коэффициенте вытяжки $\lambda = 42,25$ происходит интенсивное измельчение литой структуры, дробление интерметаллидной фазы (типа CeAl_4) практически заканчивается, но еще сохраняются отдельные скопления частиц (рис. 2). Отметим, что на периферии прутка частицы распределяются равномерно в результате большого трения заготовки о поверхность пресс-формы. Подобная картина измельчения интерметаллидной фазы наблюдается у всех сплавов с тугоплавкими металлами, образующими эвтектику с алюминием, так как микротвердость сплавов при всех фазах примерно одинакова и находится в пределах $H\mu = 6800 - 7300$ МПа, а хрупкость их со-

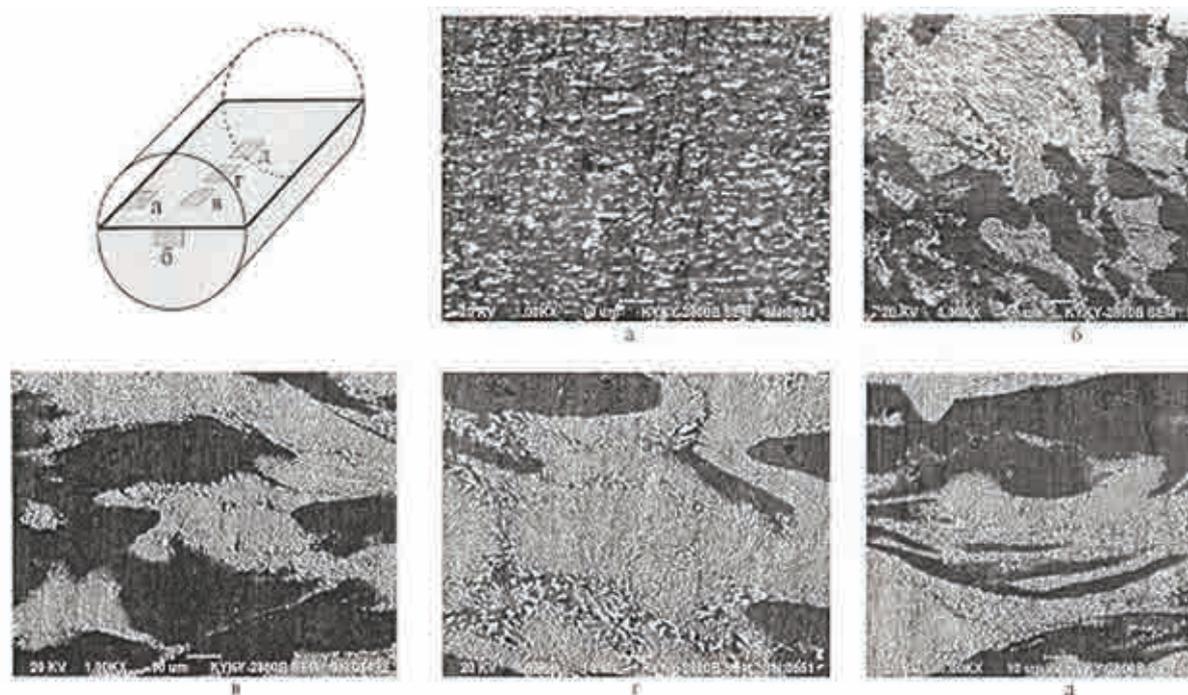


Рис. 1. Структура прутка Ø 14 мм из сплава 01417, $\lambda = 13,8$

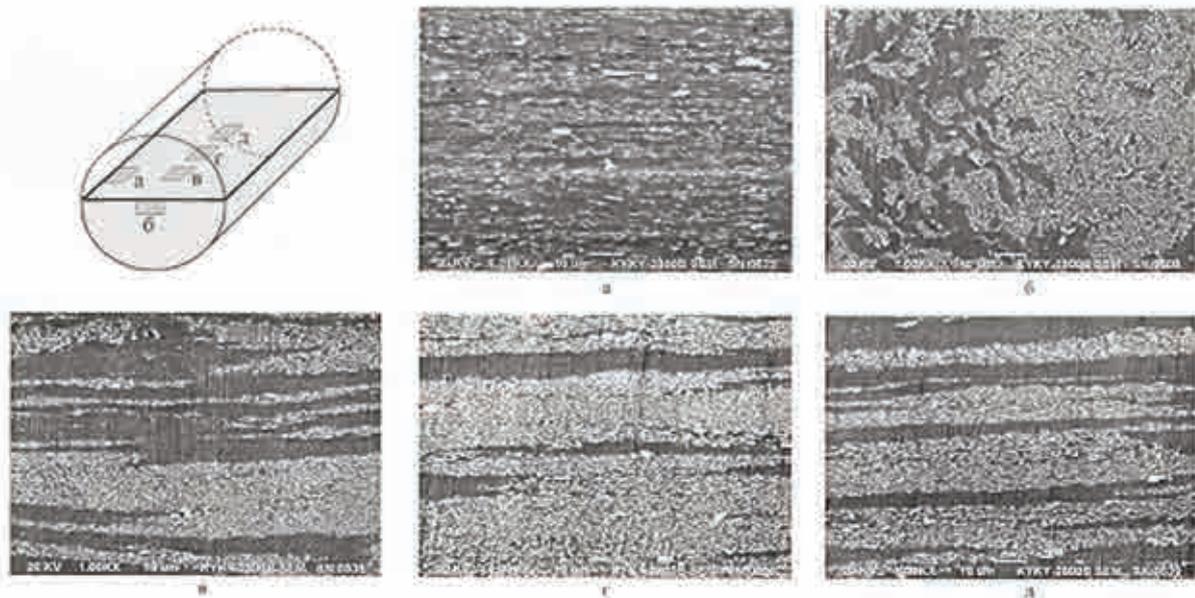


Рис. 2. Структура прутка $\varnothing 8$ мм из сплава 01417, $\lambda = 42,25$

храняется до температуры не выше 480°C .

Полученные прутки отжигали и волочили до размеров 0,5 мм и 0,25 мм. Полагаем, что суммарная степень деформации ε при волочении и в нашем случае, и по литературным данным была примерно одинаковой и соответствовала режимам, приведенным на рис. 3, где K_B – напряжение волочения. Из этих данных видно, что устойчивость процесса волочения сохраняется до единичных обжатий 20–30%, а коэффициент запаса η составляет 1,5–1,7. Режимы волочения оказывают сильное влияние на структуру проволоки, которая приобретает текстуру деформации, то есть волокнистое строение. Частицы интерметаллидов измельчаются и располагаются как по границам вытянутых

зерен алюминия, так и внутри их.

Пластическая деформация существенно изменяет механические свойства проволоки (рис. 4); при повышении степени деформации интенсивно возрастают НВ, временное сопротивление σ_B , и столь же интенсивно уменьшаются относительное удлинение δ и относительное сужение Ψ [3]. В соответствии с приведенной принципиальной схемой изменения свойств находятся и наши данные по влиянию деформации на относительное удлинение проволоки. В работе [3] отмечается, что деформация при волочении сказывается на физических свойствах материала. Так, при волочении алюминиевой проволоки уменьшение плотности может составлять до 2%, а повышение электросопротивления достигать 1,5%. Но если электросопротивление нетрудно понизить

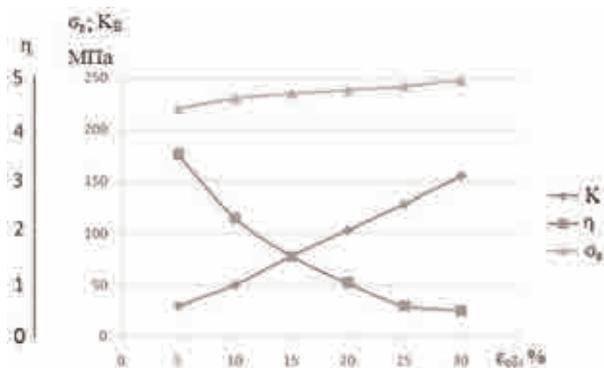


Рис. 3. Зависимость K_B , σ_B и η от величины единичных обжатий при волочении сплава 1417

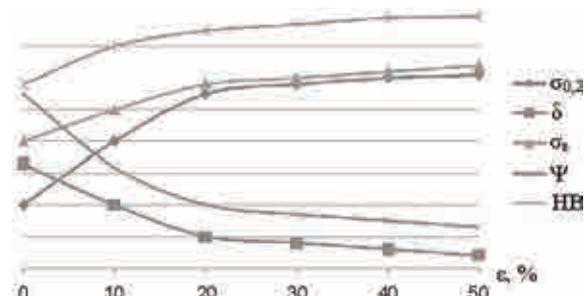


Рис. 4. Изменение механических свойств при холодной деформации

рекристаллизационным отжигом, то уменьшение плотности может интенсифицировать распад твердого раствора водорода в алюминии, что негативно скажется на механических свойствах проволоки при повышенных температурах (200–250 °С). Поэтому чем тоньше проволока, тем меньше должно быть водорода в слитке (по нашему мнению, $\leq 0,1 \text{ см}^3/100 \text{ г}$). Самое важное наблюдение из наших экспериментов – изменение частиц интерметаллидов при волочении: в проволоке $\varnothing 0,5 \text{ мм}$ размер самых крупных не превышает 2 мкм, а в проволоке $\varnothing 0,25 \text{ мм}$ – не более 1 мкм.

После волочения проводится рекристаллизационный отжиг проволоки, чтобы получить материал с необходимыми эксплуатационными характеристиками, в первую очередь σ_b и δ , а также ρ . Режим отжига зависит от диаметра проволоки, с уменьшением его резко уменьшается удлинение из-за повышения степени нагартованности. Это в равной мере относится как к проволоке из чистого алюминия, так и к проволоке из сплава Al–8%РЗМ. Соответствующие зависимости построены нами на основании данных справочных материалов. Удлинение начинает резко снижаться с уменьшением диаметра алюминиевой проволоки менее чем на 2 мм. Удлинение проволоки из сплава Al–8%РЗМ практически стабильно после отжига в течение 10 ч примерно при 300 °С, то есть наклеп не снимается. При 500 °С удлинение достигает самого высокого значения (~20,5%) (рис. 5).

Изучение структуры проволоки после отжига показало, что выдержка в течение 10 ч при температуре до 450 °С практически не сказывается на изменении размера частиц. Только при 550 °С заметно уменьшение количества мелких частиц и увеличение более крупных.

Находящиеся в структуре проволоки из сплава Al с 8% РЗМ многочисленные твердые частицы еще более способствуют силь-

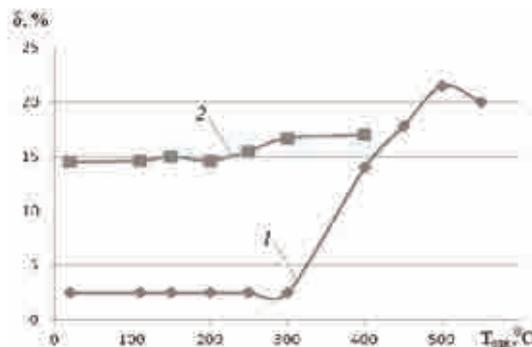


Рис. 5. Зависимость относительного удлинения δ проволоки $\varnothing 2,0 \text{ мм}$ сплава Al–8% РЗМ от температуры отжига в течение 10 ч:

1 – нагартованная проволока,
2 – отожженная проволока

ному наклепу по сравнению со структурой алюминиевой проволоки. Для определения оптимальных температурно-временных параметров отжига проволоки разного диаметра построим диаграмму пластичности – зависимости σ_b и δ от температуры и времени выдержки (рис. 6), где заштрихованная область на графике соответствует значениям свойств по ТУ. Каждой температуре и конкретному диаметру проволоки соответствует своя оптимальная температура.

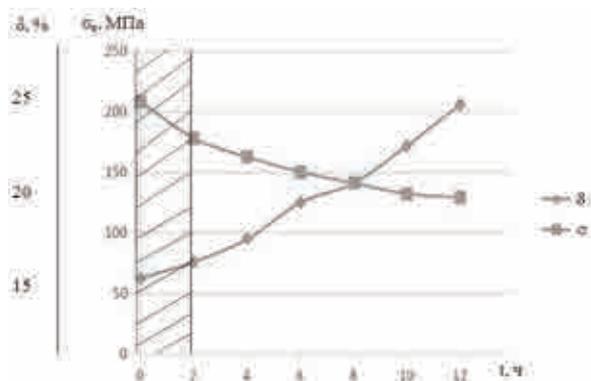


Рис. 6. Влияние времени отжига при температуре 350 °С на прочность σ_b и пластичность δ проволоки $\varnothing 0,5 \text{ мм}$ из сплава Al–8% РЗМ

По результатам анализа микроструктуры проволоки можно в определенной мере прогнозировать механические свойства ее. Для сплавов эвтектического типа связь между прочностью, размером твердых частиц d и расстоянием между ними λ выражается следующей зависимостью:

$\sigma = \sigma_0 \left(1 + e^{\frac{Kd}{\lambda}} \right)$, где σ_0 – прочность алюминиевой матрицы, K – постоянный коэффициент.

Приведем данные по прочности алюминия:

Марка алюминия	A 99,99	A 99,8	A5-A7	AT	AM
σ_B , МПа	48,1	61	80	160–180	80–90

Авторами были изготовлены заготовки путем отливки в толстостенную медную изложницу из сплавов системы Al–Ni. Заготовки ковали при 450 °С с деформацией на 80 %, чтобы получить равномерное распределение фазы NiAl₃. Затем их отжигали при температуре 600 °С в течение 12 ч, закаливали в воде и еще раз отжигали при 400 °С в течение 48 ч. Результаты анализа образцов приведены в табл. 2.

Таблица 2

Механические свойства и параметры структуры сплавов Al–Ni

Ni, %	σ_B , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	δ , %	Ψ , %	НВ	$\lambda_{ср}$, мкм
5,7	119,3	46,3	41	80	36,5	7,5
8,5	114,4	48,5	24	54	36,5	9,5
11,0	129,6	55,1	24	33	40,2	16
15,0	132,5	63,8	18	27	45,9	16

Значение коэффициента K определено равным $3,9 \div 2,8$ для приведенного интервала содержания никеля.

Решая уравнение относительно параметра λ , получаем: $\lambda = (Kd)/0,6206$.

Среднее расстояние между частицами интерметаллической фазы можно определить с помощью металлографического анализа шлифов или рассчитать. Для расчета правомерно применить формулу, по которой определяют длину свободного пробега молекул в газе:

$$\lambda = \frac{1}{\sqrt{2}\pi d^2 N},$$

где N – число молекул (частиц для нашего случая) в единице объема, d – диаметр молекулы (частицы). Приравняв значения λ из приведенных формул, найдем зависимость количества частиц от диаметра их в единице объема сплава:

$$K = \frac{0,13725}{d^3 N}.$$

Разумеется, есть некоторая погрешность в определении размеров λ , связанная с допущением шаровидной формы частиц и некоторых других обстоятельств, но эти факторы и учитывает коэффициент K . Для проволоки $\varnothing 2$ мм по нашим расчетам он равен $3,5-3,0$, что почти совпадает с данными работы [3].

Задав диаметр d частиц, найдем их количество в 1 м³ сплава и соответственно расстояние λ между ними, используя вышеприведенные формулы:

$d \cdot 10^{-6}$, м . . .	2	4	6	10	15
$\lambda \cdot 10^{-6}$, м . . .	3,04	6,08	10	15,2	22,86
$N \cdot 10^{-6}$, шт.	1,818	0,22725	0,067333	0,014544	0,0143093

Для подтверждения результатов расчета выполним следующий простой расчет: примем форму частиц шаровидной, хотя на самом деле по анализу микроструктуры они имеют разный эксцентриситет. Количество частиц N в 1 м³ сплава рассчитываем следующим образом:

– масса 1 м³ сплава Al–8%РЗМСе равна 2786 кг;

– содержание в 1 м³ церия – 222,88 кг;

– масса интерметаллидов CeAl₄ в 1 м³ 324,738 кг;

– одна частица CeAl₄ диаметром $d = 1$ мкм имеет массу $2233 \cdot d^3$;

– количество частиц N в 1 м³ равно $0,14544/d^3$.

На свойства может влиять и такой фактор: если фаза имеет вид протяжных тонких частиц, то «поле действия» их больше, чем если бы частицы имели более компактную форму, хотя авторы считают выражение $\lambda/d = \text{const}$, например для сплавов системы

Al-Si и для распавшегося твердого раствора, но видимо при изменении d и λ их отношение не остается геометрически аналогичным.

Известно, что измельчение зерна сплава А99 от 0,5 до 0,02 мм² приводит к увеличению предела упругости более чем в 2 раза. Размер зерна матрицы в проволоке после прессования на $\varnothing 3$ мм и волочения до 0,5 мм равен 2 мкм. Сплюснутая (вытянутая) форма зерен алюминиевой матрицы не устраняется длительным отжигом. Рассчитаем принципиальную зависимость прочности проволоки от расстояния между частицами разного размера, например 2 и 5 мкм (рис. 7). При больших расстояниях λ кривые приближаются асимптотически к $\sigma_B = \sigma_0$.

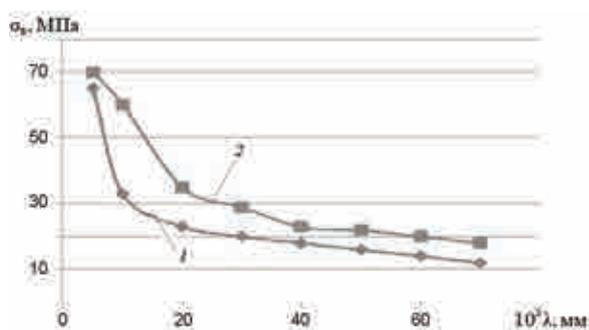


Рис. 7. Связь предела прочности сплава Al-Ni с размерами частиц 5 мкм (1), 2 мкм (2) и расстоянием между ними

Влияние формы частиц можно показать на следующем примере: образцы сплава Al-13%Si диаметром 5 мм перед отжигом имеют $\sigma_B = 186$ МПа и $\delta = 3\%$, а после отжига соответственно 132 МПа и 19%. Повышение δ является следствием перехода игольчатой формы частиц кремния в округлую. В нашем случае твердые частицы интерметаллидов в проволоке после волочения имеют размеры от ~1,8 мкм и менее. Можно предположить с большой долей вероятности, что в проволоке $\varnothing 0,1$ мм размер частиц заметно меньше, чем в проволоке $\varnothing 0,5$ мм.

На основе фактических и расчетных данных сделаем прогноз по перспективе произ-

водства проволоки диаметром $\leq 0,1$ мм и по возможности аргументируем его. По нашему мнению, необходимо снижать уровень легирования сплава тугоплавким металлом, чтобы повысить технологичность проволоки (при волочении), одновременно легируя алюминий цирконием, скандием и магнием. Один из аргументов этого мнения следующий: из графика на рис. 7 следует, что с уменьшением расстояния λ между частицами резко возрастает прочность, что приводит к снижению пластичности. Чем меньше диаметр проволоки, тем меньше λ и меньше пластичность, а возможность повысить ее термообработкой ограничена даже для алюминиевой проволоки. По грубому расчету в проволоке $\varnothing 0,25$ мм (сплав с 8%РЗМ) площадь, занимаемая твердыми частицами, составляет около 24% площади поперечного сечения проволоки, и частицы начинают выступать как концентраторы напряжения. В нагартованном состоянии проволока из сплава с 2-4%РЗМ имела следующие механические свойства:

% РЗМ	2	3	4
$\sigma_B, \text{МПа} \dots$	242-272	228-229	240-248
$\delta, \% \dots \dots$	1,0-1,2	1,4-1,5	1,4-1,8

Весьма перспективным был бы сплав типа твердого раствора, например системы Al-Mg-Zr-Sc, из которого проволока $\varnothing 2$ мм имела свойства: σ_B от 180 до 260 МПа и δ от 8 до 10% при $\rho = 0,032-0,033$ Ом·мм²/м при мягком (явно недостаточном) отжиге – 300 °С, 1 ч.

Лучший упрочняющий эффект был получен применением добавок Sc-Zr. Это объясняется особенностями двойных диаграмм: AlSc эвтектического типа, а AlZr перитектического (алюминиевый угол). В полученном тройном сплаве образуется интерметаллид типа $Al_xMe_yMe_z$, в нашем случае – $Al_3(\text{ScZr})$, то есть цирконий растворяется в соединении $Al_3\text{Sc}$ и замещает часть атомов скандия. При распаде твердого раствора

цирконий и скандий выпадают в форме указанного прочного интерметаллида в дисперсном виде, в результате образуется большая объемная доля продуктов распада.

Проведенные исследования позволяют сделать заключение, что традиционные схемы прессования прутка и дальнейшего его волочения при значительной суммарной степени деформации не обеспечивают получения изотропной структуры, необходимой для изготовления проводов тонких сечений. В этом отношении технологические схемы выдавливания с интенсивными сдвиговыми деформациями представляют интерес для получения высокого комплекса механиче-

ских свойств и как следствие мелкодисперсной изотропной структуры, уже в отпрессованном прутке.

ЛИТЕРАТУРА

1. Еремеев Н.В., Петров А.Н., Тарарышкин В.И., Еремеев В.В. Концепция развития технологии получения проводниковых алюминиевых сплавов // Технология машиностроения. 2011. № 8. С. 5–10.
2. Бережной В.Л. Технологический анализ способов прессования через матрицу с поперечными напряжениями трения, кручения и сдвига // Технология легких сплавов. 2007. № 3. С. 84–90.
3. Ерманок М.З., Ватрушин Л.С. Волочение легких сплавов. М.: ВИЛС, 1999. 216 с.
4. Добаткин В.И., Елагин В.И., Федоров В.М. Быстрозакристаллизованные алюминиевые сплавы. М.: ВИЛС, 1985. 341 с.

ФОРМИРОВАНИЕ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ТОНКОСТЕННЫХ ДЕТАЛЯХ НАНЕСЕНИЕМ ЭЛЕКТРОИСКРОВЫХ ПОКРЫТИЙ

А.П.Ковалев, докт. техн. наук; М.В.Грачев
(“МАТИ” – РГТУ имени К.Э. Циолковского)

Показана возможность формоизменения в одной плоскости тонколистового материала методом нанесения покрытий электроискровым способом.

Ключевые слова: формообразование, тонкостенные элементы, остаточные напряжения.

FORMATION OF RESIDUAL STRESS IN THE THIN-WALLED PARTS BY APPLICATION OF ELECTRO-DISCHARGE COATINGS. *A.P.Kovalev, Dr.Techn.Sc; M.V.Grachev.*

A possibility of one plane forming of thin-walled sheets by application of electro-discharge coatings is shown.

Keywords: forming, thin-walled components, residual stress.

В авиационной и ракетной технике широко используются тонкостенные детали, которые при малой массе обладают относительно высокой несущей способностью [1]. Примером такого использования является лепесток газодинамического подшипника из сплава 36НХТЮ. Применительно к данной детали одна из задач состоит в необходимости реализации изгиба в одной плоскости. Требуется не только придать детали форму

синусоиды, но и обеспечить требуемое и непостоянное по длине изменение контактных давлений после монтажа детали в узел.

Традиционные методы формоизменения листового материала с учетом его толщины, как правило, мало пригодны, так как должна быть создана возможность изменения контактных давлений по длине контакта с сопрягаемой деталью. Необходимо учесть, что тонкий лист, изготовленный прокаткой, об-

ладает анизотропией механических свойств. В инженерной и научной практике существует ряд технологических методов, которые обеспечивают формирование в поверхностном слое деталей остаточных напряжений и, как следствие, то или иное изменение формы в зависимости от жесткости объекта (поверхностное пластическое деформирование, нанесение покрытий и т.п.).

Остаточные напряжения, возникающие при нанесении покрытия, обеспечивают регламентированный изгиб в процессе формообразования детали с учетом анизотропии механических свойств полуфабриката.

Авторы для нанесения покрытия использовали достаточно простое и доступное электроискровое легирование на установке ELFA-731. Варьируемыми параметрами были сила тока I и емкость конденсатора C . В качестве электродов использовали минералокерамический сплав ВК6М, а также проволоку из тантала и серебра. Электроэрозией на этой же установке были вырезаны прямоугольные пластины размерами 10×30 мм из листа толщиной 0,1 мм. Такая технология изготовления образцов по сравнению с механической вырезкой в большей степени исключает влияние силового фактора на механические характеристики образцов. Покрытие наносили на разных режимах на выбранный участок поверхности образца. Траектория нанесения покрытия представлена на рис. 1. Длинная сторона траектории (7,5 мм) соответствовала меньшей стороне образца.

Исходные образцы разделили на 2 группы. В первой группе большая сторона об-

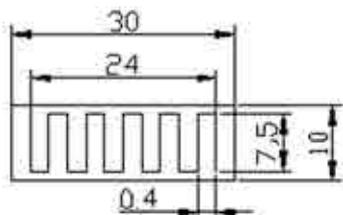


Рис. 1. Траектория нанесения покрытия

разцов соответствовала направлению проката, во второй была перпендикулярна направлению его.

Измерения геометрических параметров образцов проводились на инструментальном микроскопе ММИ-2 с точностью 0,01 мм.

На этапе изготовления установлено, что у образцов, вырезанных вдоль направления проката, наблюдается изгиб порядка 0,2 мм. У пластин, вырезанных поперек проката, такого изгиба не отмечается. В дальнейшем для снижения влияния анизотропии свойств исходного материала проводилась термообработка пластин в вакууме при температуре 800 °С в течение 30 мин [2], что позволило нивелировать влияние указанного явления.

Из-за того, что оценка величины остаточных напряжений традиционными способами затруднена (легированный слой неравномерно травится, остаточные напряжения сосредоточены в тонком слое), использовалось косвенное их определение по величине прогиба образцов.

Средние значения остаточных напряжений $\sigma_{ост}$ образца (рис. 2) рассчитывались

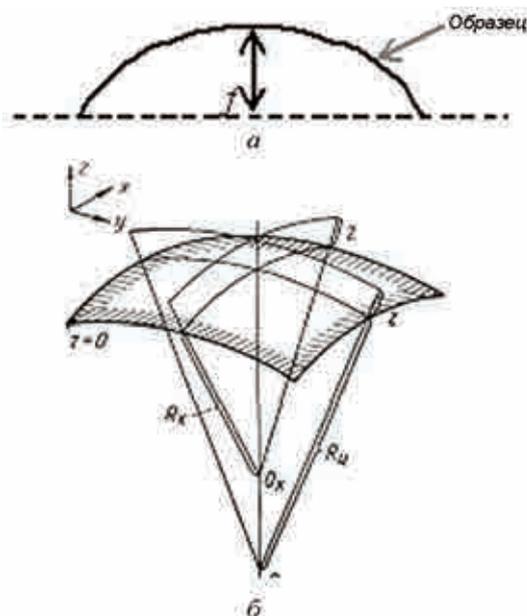


Рис. 2. Геометрия образца: а – вид сбоку; б – общий вид

по формуле

$$\sigma_{\text{ост}} = \frac{8HE(H-h)f}{3\pi L^2 h}, \quad (1)$$

где H – толщина пластины; h – толщина легированного слоя; L – длина пластины; E – модуль упругости материала; f – прогиб пластины в результате действия остаточных напряжений.

Сравним результаты расчета остаточных напряжений (таблица) по формуле (1) с результатами расчета по формуле, приведенной в работе [3]:

$$\sigma_x = \frac{E}{1-\mu^2} \left(\frac{1}{R_x} + \frac{\mu}{R_y} \right) z, \quad (2)$$

где E – модуль Юнга исследуемого материала; μ – коэффициент Пуассона исследуемого материала; R_x и R_y – радиусы кривизны срединной поверхности образца; z – расстояние от срединной поверхности.

Результаты расчета остаточных напряжений по разным методикам

Прогиб f , мм	Остаточные напряжения, МПа, рассчитанные		Погрешность, %
	по формуле (1)	по формуле (2)	
3,44	656,97	672,94	2,4
3,63	693,13	709,98	2,4
4,11	785,36	804,45	2,4
6,07	1157,70	1185,84	2,4

Напряжения для первого случая рассчитывались исходя из того, что толщина покрытия составляет 9 мкм. Погрешность при расчете по разным методиками составила 2,4%. Для инженерных расчетов такую погрешность можно считать вполне приемлемой. Если толщина легированного слоя 10 мкм, погрешность расчета составляет 13%.

Важно подчеркнуть, что в легированном слое формируются растягивающие остаточные напряжения.

Оценка влияния технологических факторов процесса электроискрового легирова-

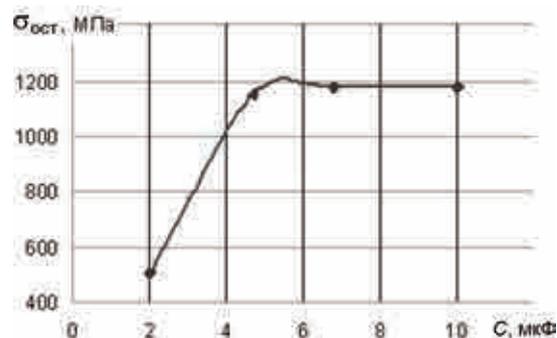


Рис. 3. Влияние емкости конденсаторов C при электроискровом легировании на уровень остаточных напряжений (Образец в исходном состоянии. $I = 2$ А)

ния электродом из сплава ВК6М на величину остаточных напряжений показала (рис. 3), что влияние емкости конденсаторов C заметно в интервале от 2 до 5 мкФ. Интенсивность прироста $\sigma_{\text{ост}}$ можно оценить значением на уровне 220 МПа/мкФ. При емкости в интервале от 5 до 10 мкФ практически не наблюдается изменения остаточных напряжений. Дальнейшее увеличение емкости конденсаторов ведет к ухудшению качества поверхностного слоя и образованию прижогов.

При легировании поверхности электродами из серебряной и танталовой проволоки был зафиксирован более высокий уровень остаточных напряжений по сравнению с покрытием из металлокерамики ВК6М (рис. 4).

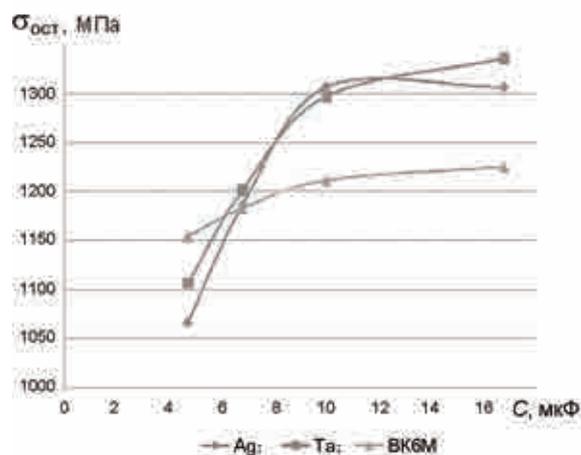


Рис. 4. Изменение остаточных напряжений $\sigma_{\text{ост}}$ в зависимости от емкости конденсаторов для электродов из различных материалов (Образец в исходном состоянии. $I = 2,3$ А)

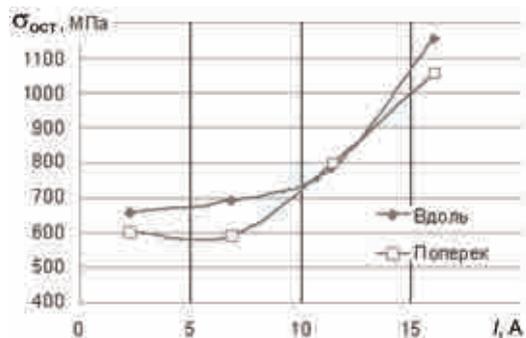


Рис. 5. Влияние силы тока и направления проката на уровень остаточных напряжений
(Образец после термообработки в вакууме.
 $C = 2$ мкФ)

Диапазон эффективного влияния емкости достигает 10 мкФ.

Влияние силы тока на уровень остаточных напряжений представлено на рис. 5 и свидетельствует об их одинаковом росте как вдоль, так и поперек направления проката. Величина остаточных напряжений увеличивается в интервале от 10 до 15 А.

Сравнивая степень влияния емкости и силы тока на величину остаточных напряжений, более эффективным следует считать первый параметр.

Обработка методом электроискрового легирования позволяет придавать различную форму исследуемым образцам. В частности, максимальный прогиб образцов составил 6,15 мм при $I = 7$ А, $C = 10$ мкФ.

В ходе исследований было также установлено, что у образцов, вырезанных поперек направления проката, кроме изгиба вдоль большей стороны пластины, наблюдается кручение (рис. 6). Оно возникает в любых случаях, вне зависимости от режима на-



Рис. 6. Вид образца после электроискрового легирования электродом из ВК6М



Рис. 7. Образец в виде синусоиды

несения покрытия. У образцов, вырезанных вдоль направления проката, наблюдается только изгиб.

На рис. 7 представлен образец, изогнутый в виде синусоиды при электроискровом легировании. Такая форма детали позволяет обеспечить требуемые эксплуатационные характеристики изделия.

Итак, метод электроискрового легирования можно рассматривать как эффективное технологическое средство формоизменения тонкого листового материала за счет формирования остаточных напряжений. Наряду с формоизменением имеется возможность регулировать эпюру контактных давлений лепестка газодинамического подшипника. Покрытие может быть использовано и в целях обеспечения износостойкости такого рода деталей.

Оценка влияния режимов обработки при электроискровом легировании поверхностного слоя исследуемых образцов показала, что их жесткость и величина остаточных напряжений зависит от относительной площади нанесенного покрытия, направления проката, режимов формирования покрытия и термической обработки, материала электрода покрытия, наносимого на деталь, а также исходного состояния материала.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ушаков Н.Н. Упругие чувствительные элементы. Справочник. Приборостроение и средства автоматизации. Т. 3. Кн. 2. М.: Машиностроение, 1964. С. 202–232.
2. Грилихес С.Я. и др. // Металловедение и термическая обработка металлов. 1966. № 6.
3. Биргер И.А. Остаточные напряжения. М.: Машгиз, 1963. 232 с.

СОВРЕМЕННЫЕ НАУЧНО ОБОСНОВАННЫЕ ПОДХОДЫ К МОДЕЛИРОВАНИЮ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ОБРАБОТКИ МЕТАЛЛОВ ДАВЛЕНИЕМ

*В.И.Галкин, докт. техн. наук; А.Р.Палтиевич, канд. техн. наук;
П.С.Евсеев (“МАТИ” – РГТУ имени К.Э. Циолковского)*

Исследована возможность объединения картины напряженно-деформированного состояния после горячей пластической деформации со сформировавшейся зеренной структурой и распределением прочностных свойств по объему получаемого изделия.

Ключевые слова: пластическая деформация, прогнозирование свойств, металлография, конечные элементы, математическое моделирование, штамповка.

MODERN EVIDENCE-BASED APPROACHES TO MODELING OF METAL FORMING PROCESSES.

V.I.Galkin, Dr.Techn.Sc; A.P.Paltievich, Cand.Techn.Sc; P.S.Evseev.

The article considers correlation between the stress-strain state patterns after hot plastic deformation and the formed grain structure along with the distribution of strength properties by volume of the fabricated product.

Keywords: plastic deformation, prediction of properties, metallography, finite elements, mathematical modeling, forming.

В современном металлургическом производстве высока доля изделий, получаемых методами обработки металлов давлением (ОМД). Хорошая проработка структуры материала, возможность получения высоких механических свойств обуславливают использование процессов ОМД при изготовлении деталей ответственного назначения. Однако обеспечение высоких механико-эксплуатационных свойств изделия зависит от равномерности и степени проработки структуры материала, что, в свою очередь, связано как с деформационными параметрами процесса (степень деформации, схемы главных напряжений и деформаций), так и с температурно-скоростными (температурный интервал деформирования, скорости деформирования и охлаждения). Анализ напряженно-деформированного состояния (НДС) и температурно-скоростных параметров процесса деформирования позволит дать заключение о механических свойствах изделия и характере их распределения по объему металла. Следует отметить, что рас-

чет параметров НДС в деформируемом материале – задача чрезвычайно сложная, так как полная деформационная картина при ОМД в общем случае описывается 15 дифференциальными уравнениями. Значительную помощь в определении характера НДС в изделии могут оказать методы математического моделирования [1]. Современные программные средства, основанные на методе конечных элементов (МКЭ), позволяют моделировать процессы пластического формоизменения как относительно простых плоских и осесимметричных деталей, так и изделий сложной пространственной формы. В результате моделирования технолог может получить данные о НДС, температурах, скоростях деформации в любой точке изделия и практически на любой стадии процесса, однако это не позволяет ему сделать вывод и о связи рассчитанных параметров с механическими свойствами в изделии. Сегодня практически не существует научно обоснованных подходов к прогнозированию зависимости результатов расчета НДС в из-

делии от уровня механических свойств.

МКЭ позволяет на стадии проектирования детально анализировать деформационный процесс и давать подробную картину характера распределения и изменения НДС на любой стадии и в любой зоне очага деформации [2]. Однако при исследовании процессов горячей пластической деформации для реального управления структурой и свойствами материала изделия требуется информация не только о характере распределения НДС, но и о его взаимосвязи с последующим режимом термообработки, начальной структурой заготовки и другими параметрами, то есть требуется учет взаимосвязи параметров технологического процесса с физическими явлениями, сопровождающими пластическую деформацию, и последующими структурными и фазовыми превращениями в материале. В большинстве случаев при моделировании процессов горячей ОМД заводские технологи используют реологические свойства материалов из базы данных программного продукта, где они представлены как некие усредненные значения напряжений текучести, прочности и т.п. для данных температур, скоростей и степеней деформации. В то же время сведения о величине, например, предела прочности при наличии того или иного НДС в исследуемой области в таких реологиях отсутствуют, поэтому получить картину распределения механических свойств по объему изделия невозможно.

Идеальным способом прогнозирования структуры и механических свойств изделия после горячей пластической деформации можно было бы считать моделирование металлической заготовки как объекта уже имеющего металлографическую структуру (зерна, их границы и включения). В этом случае размерность сетки КЭ должна быть сопоставима с размером наименьших объектов в материале, а сами зерна должны разбиваться хотя бы на несколько десятков КЭ.

Общее количество КЭ будет прямо пропорционально зависеть от размеров заготовки и составит никак не меньше нескольких сотен тысяч даже для заготовок малого размера. В настоящее время вычислительных систем, способных решить подобную задачу в реальном масштабе времени, не существует. Но еще большей проблемой является отсутствие количественных закономерностей преобразования металлографической структуры материала в зависимости от НДС и температурно-скоростных условий процесса. Поэтому, несмотря на очевидную перспективность данного метода, на сегодняшнем этапе развития науки и вычислительной техники его использование в широком масштабе невозможно.

Наиболее реалистичным сегодня видится использование методик, позволяющих количественно оценить закономерности изменения структуры материала при его охлаждении по разным режимам после горячей пластической деформирования. В этом случае не учитывается начальное состояние структуры материала, но в условиях горячей ОМД ею можно пренебречь, так как в готовом изделии фазовый состав определяется имевшимся НДС, скоростью и полнотой процессов рекристаллизации. Основная сложность при реализации данного подхода в необходимости большого количества экспериментальных исследований.

В процессах ОМД картина НДС может значительно различаться по объему изделия, поэтому необходимо проведение испытаний с различной степенью деформации. Один из способов сокращения числа экспериментов – использование образцов клиновидной формы, деформируемых продольной прокаткой, что позволяет сочетать различные степени деформации в одном эксперименте (рис. 1). При этом экономится материал и сокращается число проводимых экспериментов. Так, например, клиновой образец длиной 100 мм, минимальной толщиной

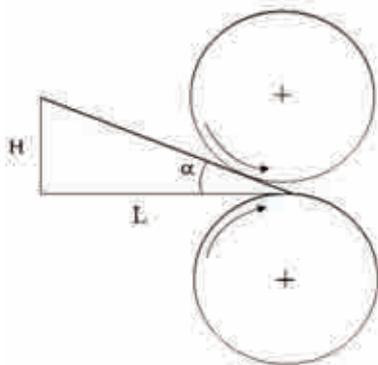


Рис. 1. Схема прокатки клиновидных образцов

6 мм и углом конусности 10 град. позволит исследовать степени деформации до 75 %.

Помимо картины НДС, другим определяющим параметром структуры материала является процесс рекристаллизации. Скорость охлаждения изделия после горячей ОМД может зависеть как от режима охлаждения (воздух, вода, масло), так и от геометрических параметров изделия. Очевидно, что «тонкое» тело будет охлаждаться с высокой скоростью и незначительным градиентом температур по сечению. Принципиально иная картина при охлаждении «массивного» тела. В таком изделии процессы рекристаллизации протекают по времени значительно дольше, и его зеренная структура имеет существенные отличия от структуры «тонкого» тела даже при идентичных параметрах НДС и режимах охлаждения.

Поэтому основная задача дальнейших исследований в области прогнозирования структуры и свойств металлических материалов после горячего пластического деформирования – нахождение числовых зависимостей между НДС и механическими свойствами изделия в зависимости от режимов и скорости охлаждения.

Другое направление исследований, позволяющее по результатам МКЭ прогнозировать характеристики материала, основано на использовании знаний механизмов прохождения пластической деформации. В качестве иллюстрации данного подхода можно рассмотреть процесс получения объемной штамповкой фланцев из алюминиевого

сплава АМг6. Чистовая деталь представляет собой полое изделие осесимметричной формы со сложной образующей. В мелкосерийном производстве подобные детали получают выдавливанием с предварительной осадкой заготовки на минимальный размер ручья штампа (рис. 2).

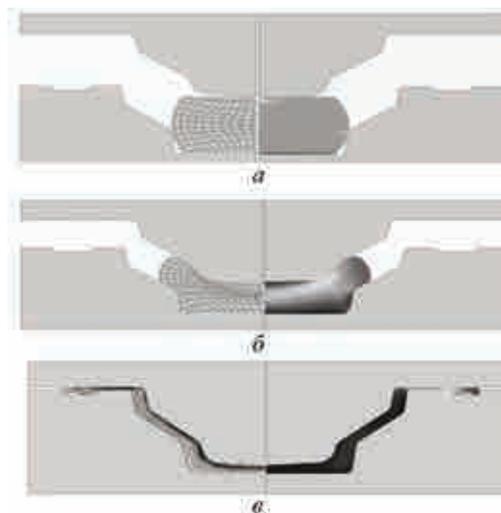


Рис. 2. Стадии моделирования получения детали выдавливанием: начальная (а), промежуточная (б) и заключительная (в)

Процесс протекает при температуре 460–480 °С. При интенсивном пластическом течении наблюдается неравномерный разогрев заготовки, что приводит в зонах максимальных температур к включению механизма межзеренной деформации. За счет этого формируется зона интенсивной пластической деформации, которая на шлифе зафиксирована в виде темной полосы, проходящей вдоль образующей. Сравнение результатов конечно-элементного анализа с металлографическими данными показывает, что появление этой зоны легко прогнозируется по сгущению линий лагранжевой сетки (рис. 3). Появление подобных зон – нежелательное явление. Для его устранения требуется снижение температуры разогрева заготовки в процессе пластического течения, что позволит провести формоизменение заготовки по механизму внутриверенной деформации и исключить межзеренное течение. Это возможно благодаря применению



Рис. 3. Металлография (слева) и лагранжева сетка (справа)

штамповки по схеме вытяжки (рис. 4). Заготовка предварительно осаживается на максимальный размер ручья штампа, за счет чего последующее пластическое течение протекает не столь интенсивно, как в первом случае.

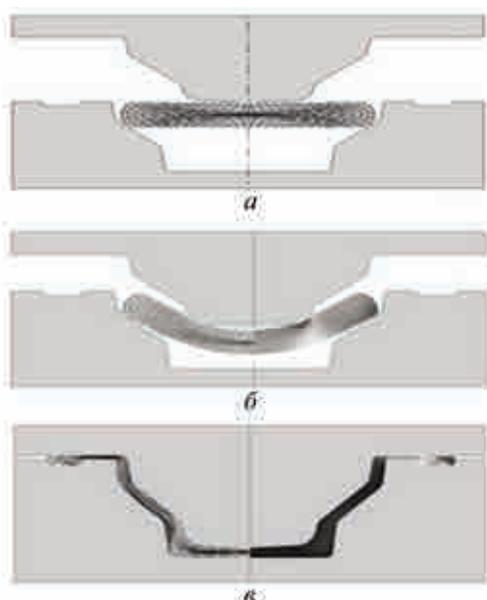


Рис. 4. Стадии моделирования получения детали по схеме вытяжки: начальная (а), промежуточная (б) и заключительная (в)

Чтобы гарантированно исключить деформацию заготовки по механизму межзеренного течения, начальную температуру штамповки следует снизить до минимальной для данного материала величины. Правильность сделанных выводов хорошо подтверждается сравнением лагранжевых сеток, полученных при расчете по рассмотренным схемам процесса штамповки (рис. 5), и результатов металлографических исследований (рис. 6).



Рис. 5. Результаты моделирования получения изделия выдавливанием и вытяжкой

Подводя итоги, следует сказать, что перспективы прогнозирования структуры и свойств изделий, полученных горячей ОМД, связаны с объединением механического подхода, заложенного в МКЭ, и физико-химических основ пластической деформации. Методика конечно-элементного анализа разработана достаточно хорошо, и на ее основе создан целый ряд профессиональных САЕ-систем, но уровень формализации



Рис. 6. Металлография детали, полученной вытяжкой. Степень предварительной деформации 32 %, $T = 320\text{ }^{\circ}\text{C}$

физических процессов, сопровождающих горячую пластическую деформацию, пока еще не позволяет получать их количественные зависимости.

ЛИТЕРАТУРА

1. Галкин В.И., Петров А.П., Палтievич А.Р. Особенности применения конечно-элементного анализа процессов обработки металлов давлением и перспективы прогнозирования структуры и свойств изделий // Технология машиностроения. 2007. № 8.
2. Палтievич А.Р. Получение изделий с заданным комплексом механических свойств в процессах обработки металлов давлением с применением методов математического моделирования // Технология машиностроения. 2008. № 8.

АНАЛИТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПОВЫШЕНИЯ ТЕПЛОПРОЧНОСТИ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

*А.П.Петров, докт. техн. наук; С.В.Махов, канд. техн. наук;
Н.В.Еремеев; В.В.Еремеев, канд. техн. наук
(“МАТИ” – РГТУ имени К.Э. Циолковского)*

Проведенные аналитические исследования повышения температурного уровня эксплуатации проводников на основе алюминиевых сплавов показывают, что повышение теплопрочности сплавов типа механической смеси реально, но неизбежно увеличивает удельное электросопротивление.

Ключевые слова: литье, деформация, сплав, теплопрочность, структура.

ANALYTICAL STUDY OF THE POSSIBLE IMPROVEMENT IN HEAT-RESISTANCE OF ALUMINUM ALLOYS. *A.P.Petrov, Dr.Techn.Sc; S.V.Mahov, Cand.Techn.Sc; N.V.Eremeev; V.V.Eremeev, Cand.Techn.Sc.*

Conducted analytical studies of the rise in the temperature level of operation of aluminum-based conductors demonstrate that improvement in heat-resistance of mechanical mixture type alloys is realistic, but it inevitably increases specific electrical resistance.

Keywords: casting, deformation, heat-resistance, structure.

Алюминиевые сплавы на основе эвтектических систем с тугоплавкими металлами (Fe, Ni, PЗМ, Y, Co), которые практически не растворимы в твердом алюминии, считаются наиболее перспективными теплопрочными проводниковыми материалами. Примером может служить бинарный сплав с 7–9%PЗМ (01417), обладающий приемлемым сочетанием прочностных свойств и удельного электросопротивления при 200–250 °С. Тем не менее, актуальной задачей является повышение температурного уровня эксплуатации проводников на основе алюминиевых сплавов.

Известно, что при температурах ниже $0,6 T_{пл}$ на теплопрочность могут влиять наклеп, легирование основного твердого раствора, дисперсионный распад твердых растворов и гетерогенизация структуры. Рассмотрим перспективные, по нашему мнению, способы повышения теплопрочности рассматриваемых сплавов: увеличение содержания легирующего металла, точнее

объемного содержания упрочняющей интерметаллидной фазы; легирование алюминиевой матрицы небольшими добавками тугоплавких металлов в целях образования α -твердого раствора; измельчение частиц интерметаллидной фазы применением специальной деформационной обработки.

В нашем случае наклеп не является стабильно действующим фактором, так как заключительной операцией технологического цикла изготовления проволоки является отжиг, при котором наклеп полностью не снимается, но при эксплуатации рекристаллизация структуры продолжается.

Натурные испытания на теплопрочность (250 °С в течение 500 ч) весьма трудоемки. Для сплава системы Al–PЗМ длительная прочность при повышенной температуре определенным образом коррелирует с пределом прочности при комнатной температуре. Поэтому теплопрочность сплавов типа механической смеси должна увеличиваться при повышении в них содержания тугоплав-

кого металла (разумеется, до эвтектической концентрации). Условием высокой теплопрочности сплава является наличие в нем стабильной гетерогенной структуры, при которой твердые частицы упрочняющей интерметаллической фазы не взаимодействуют с алюминиевой матрицей.

Физико-механические свойства сплавов систем Al-PЗМ, Al-Ni и Al-Fe-Ni зависят от объемного количества упрочняющей фазы (CeAl₄, NiAl₃ и FeNiAl₉) (рис. 1). Свойства сплавов типа механической смеси с увеличением степени легирования меняются при сохранении правила аддитивности: $\Delta\sigma_B = 10,8 \div 12,2$ МПа/%Ме и $\Delta\rho = 0,1 \div$

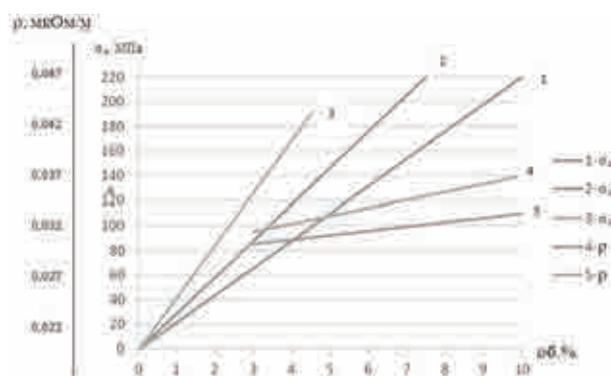


Рис. 1. Зависимость прочности σ_B и электропроводности ρ проволоки $\varnothing 2$ мм от содержания интерметаллидной фазы в сплавах:
 1 – Al-PЗМ; 2 – Al-Ni; 3 – Al-Fe-Ni;
 4 – Al-PЗМ (гранулы); 5 – Al-PЗМ (слиток)

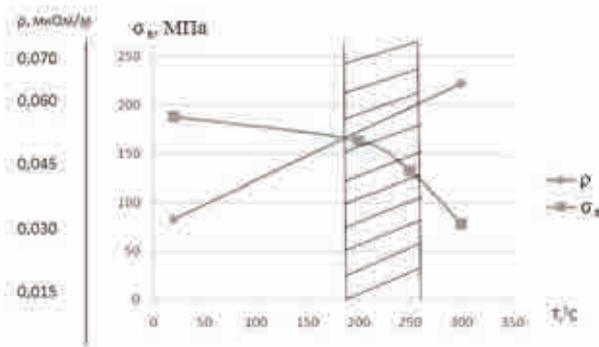


Рис. 2. Зависимость σ_B и ρ от температуры испытания проволоки $\varnothing 2$ мм из сплава Al-8% PЗМ

0,12 мкОм·см/%Ме. На рис. 2 показан уровень значений σ_B и ρ в рабочем интервале температуры. Некоторое представление о длительной прочности при 250 °С в течение 500 ч можно получить из данных работы [1] для гранулированных сплавов. В таблице приведены механические свойства прутков из разных сплавов, исходная заготовка для которых была получена из гранул и слитка диаметром 50 мм. Большая разница в величине относительного удлинения зависит от способа получения исходной заготовки. Приведенные свойства сплавов свидетельствуют о том, что необходим баланс состава сплава для достижения оптимальных механических свойств и электропроводности. Заметная разница механических свойств проволоки $\varnothing 2$ мм из сплавов различных

Сплав	Вид исходной заготовки	Механические свойства прутков при					
		20 °С		200 °С		250 °С	
		σ_B , МПа	δ , %	σ_B , МПа	δ , %	σ_B , МПа	δ , %
Al-8%PЗМ	Слиток	184	13,0	115	26,0	–	–
01417	Гранулы	189	18,0	162	12,0	131	13,7
		166	3,0	132	2,2	96	6,1
Al+8%PЗМ+Zr+Se	Слиток	276	20,0	150	35,0	–	–
Al+8%PЗМ+0,12Zr		190	18,5	–	–	–	–
Al-6,5%Ni		218	20,0	118	35,0	–	–
Al-3,4%FeNi		195	25,0	107	35,0	–	–
Al-5,1%Ni	Гранулы	234	–	163	–	–	–

систем (см. рис. 1) объясняется структурой соответствующей эвтектики. Чем точнее строение эвтектики, тем больше твердых частиц в объеме проволоки при одном и том же содержании упрочняющей интерметаллидной фазы. Чтобы получить прочность, подобную прочности сплава Al–8%PЗМ, необходимо ввести в алюминиевую матрицу до 6% Ni или до 4% Fe+Ni. Дальнейшее измельчение твердых интерметаллидных частиц возможно только при интенсивной сдвиговой деформации.

Следовало бы ожидать, что теплопрочность должна повышаться с увеличением дисперсности интерметаллидных частиц при постоянном содержании в сплаве интерметаллидной фазы. В литом состоянии структура исследованных сплавов представляет собой разветвленные колонии эвтектической фазы (NiAl₃, CeAl₄ или Al₉FeNi и др.), в межосных промежутках которых располагаются зерна практически чистого алюминия.

Авторами была предпринята попытка измельчить эвтектику за счет модифицирования добавками титана и бора, первичных кристаллов алюминия. Интервал кристаллизации сплава Al–8%PЗМ около 10 °С и модифицирование добавками титана и бора привели к некоторому измельчению и более равномерному распределению эвтектической фазы, но на механических свойствах проволоки $\varnothing 0,5$ не сказалось, размер частиц CeAl₄ не изменился. Полагаем, что отсутствие влияния литой структуры связано с интенсивной деформацией заготовки. Иначе говоря, наследственного влияния структуры заготовки нет независимо от того, получена ли она из гранул, литой проволоки или из слитка.

Определенный резерв повышения теплопрочности заключается в правильном легировании алюминиевой матрицы другими металлами переходной группы, так как коэффициенты диффузии, которые могут слу-

жить критерием диффузионного взаимодействия упрочняющей фазы с матрицей, для них на несколько порядков меньше, чем для меди, магния и цинка. Основным фактором ограничения наших возможностей повышения теплопрочности сплавов – электропроводимость. К сожалению, любая добавка к алюминию повышает эту характеристику. В международном стандарте (IACS) для электропроводов из алюминия максимально допускается $\rho = 0,028 \text{ Ом}\cdot\text{мм}^2/\text{м}$, что составляет по отношению к меди около 61%. При легировании алюминиевой матрицы по мере увеличения атомного радиуса металла (1,35Å у Ti, 1,6Å у Zr, 1,65Å у Sc) степень искажения решетки твердого раствора повышается, что способствует росту эффекта жаропрочности. У циркония незаполненная внутренняя оболочка ($4d^2$) с большой степенью «дефектности» (8 электронов) дает основание ожидать значительного эффекта упрочнения за счет повышения силы межатомной связи кристаллической решетки. Оценить реакционную способность металлов переходной группы можно с помощью критерия степени нестроенности d -электронных оболочек их атомов. Этим критерием считают вероятностный критерий, называемый акцепторной способностью d -оболочки и выражаемый как $E = 1/Nn$, где N – главное квантовое число нестроенной d -оболочки, а n – число электронов на ней:

Элемент	Sc	Ti	Zr	Y	Fe	Mo
N	1	1	2	2	6	8
$1/Nn$	0,333	0,167	0,125	0,110	0,055	0,031

В литературных источниках по жаропрочным гранулируемым алюминиевым сплавам есть рекомендация, что для получения наилучшего комплекса свойств нужно легировать сплав, по крайней мере, двумя переходными металлами, один из которых образует с алюминием систему эвтектического типа, а другой – перитектического. Для нашего случая это сочетание Sc+Ti или

Sc+Zr. Причем суммарное содержание компонентов не должно превышать их максимальной неравновесной растворимости в алюминии. При литье слитков диаметром 30–50 мм условия кристаллизации далеки от равновесных, то есть мы имеем своего рода «запас гарантии» от выпадения первичных интерметаллидов. Из ряда легирующих элементов выпадают медь и магний, а в небольших количествах они не так уж сильно повышают электросопротивление.

Введение малых (~0,1 %) добавок некоторых тугоплавких металлов приводит к изменению удельного электросопротивления (рис. 3) [3]. При введении 0,12 % Zr значение ρ увеличивалось на 3 %, а при комплексном введении 0,12 % Zr + 0,1 % Nb – на ~4,8 %. Наибольший эффект упрочнения установлен при комплексном введении добавок циркония и молибдена (но ρ увеличилось на ~6,7 %), а также циркония и бора.

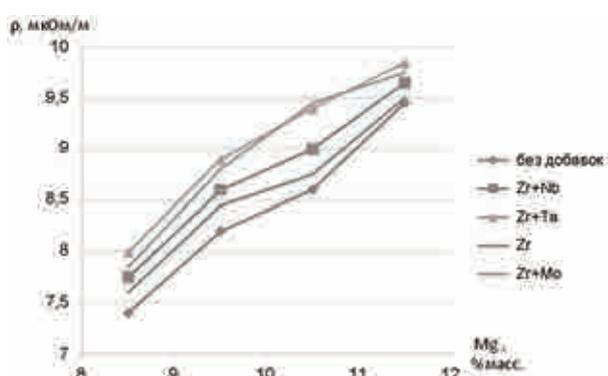


Рис. 3. Изменение электросопротивления сплавов Al–Mg в зависимости от содержания магния и добавок

К сожалению, в работе не указано, проводился ли отжиг образцов. Руководствуясь справочными данными, уровень электросопротивления сплава Al–0,5Mg оцениваем равным 0,0307 и 0,0314 Ом·мм²/м (разница по сравнению со сплавом А7Е составляет 0,0027...0,0034 Ом·мм²/м).

Если суммировать разрозненные литературные данные по повышению удельного электросопротивления алюминия в зависимости от содержания легирующих компо-

нентов, получим следующую картину:

Металл . . .	Mg	Ti	Mn	Zn	Cu	Zr	Fe	Y
$\Delta\rho \cdot 10^8$. . .	0,51	3,1	3,6	0,1	0,33	2,0	3,2	0,4

Авторами рассчитаны фактические значения электросопротивления проволоки $\varnothing 2$ мм из сплавов Al–7%Y и Al–8%Mm: 0,0307 и 0,032 Ом·мм²/м соответственно. Удельное электросопротивление проволоки из сплава с мишметаллом колеблется в интервале от 0,30 до 0,32 Ом·мм²/м в зависимости от содержания примесей в легирующем металле. Для более наглядного представления о влиянии малых добавок интересующих нас металлов на электросопротивление отожженной алюминиевой проволоки представим следующую информацию:

Металл	Zn	Cu	Zr	Sc	Mo	Fe
Масс. %	1,0	0,5	0,12	0,15	0,10	0,3
$\Delta\rho$, Ом·мм ² /м	0,001	0,00165	0,00037	0,0005	0,002	0,001

Скандий незначительно увеличивает удельное электросопротивление алюминия. При распаде пересыщенного твердого раствора сплава Al–0,5%Sc (отливка в кокиль) старение при 100 °С практически не влияет на твердость и электросопротивление сплава [5]. Повышение температуры до 350 и 400 °С приводит к максимальному значению твердости (до 900 МПа) после выдержки 0,25 ч, а электросопротивление снижается после старения в течение ~2 ч (рис. 4).

Рекомендуется скандий вводить в алюминиевые сплавы именно с цирконием, так как

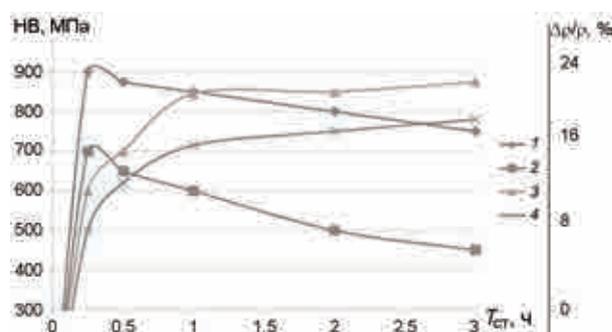


Рис. 4. Кинетика распада твердого раствора сплава Al–0,5%Sc при температуре старения 400 °С (1, 3); 350 °С (2, 4)

последний усиливает действие первого [6]. Частицы $Al_3(Sc, Zr)$ обладают более высокой термической стабильностью и менее склонны к укрупнению при повышении температуры нагрева или увеличении длительности выдержки. Как правило, содержание циркония в промышленных алюминиевых сплавах со скандием обычно составляет 0,07–0,12 %, при меньшем количестве стабилизирующее действие Zr ослабляется.

Предложенная в работе [6] зависимость $\rho = 27,3 + 14,4 \% Zr$ выполняется, если в твердом растворе остается не более 0,01 % Zr, т.е. исключительно важное значение имеет правильно выбранный режим термообработки проволоки, при котором соблюдается оптимальное соотношение между прочностными свойствами и удельным электросопротивлением. Прирост сопротивления составляет $\Delta\rho = 0,00041 \text{ Ом}\cdot\text{мм}^2/\text{м}/0,1 \%$, то есть при повышении содержания Zr на 0,1 % в интервале 0–0,6 %Zr.

Небольшая добавка циркония к сплаву со Sc способствует замедленному, но в тоже время более полному распаду твердого раствора. При длительных выдержках и повышенных температурах ($>350^\circ\text{C}$) твердый раствор в слитках сплава Al–Zr–Sc достигает большего обеднения, чем в слитках Al–Sc. Этот факт косвенно свидетельствует об образовании большей объемной доли продуктов распада твердого раствора в тройном сплаве. Это подтверждают данные ра-

боты [7]: удельное электросопротивление сплава Al–0,4 %Sc–0,15 %Zr равно 0,0359–0,0370 Ом·мм²/м до термообработки и 0,027 Ом·мм²/м – после.

Итак, повышение теплопрочности сплавов типа механической смеси реально при правильном легировании алюминиевой матрицы другими металлами переходной группы, но неизбежно увеличивает удельное электросопротивление. Окончательный выбор в пользу того или иного способа (приема) должен быть компромиссным.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Добаткин В.И., Елагин В.И., Федоров В.М.** Быстрозакристаллизованные алюминиевые сплавы. М.: ВИЛС, 1985. С. 341.
2. **Петров А.П., Тарарышкин В.И., Еремеев Н.В.** Особенности технологии литья и деформационной обработки сплавов систем Al–PЗМ // Технология машиностроения. 2010. № 9. С. 8–12.
3. **Никиткина М.Ф.** О природе упрочения литейных алюминиевых сплавов малыми добавками некоторых элементов // Технология легких сплавов. 1987. № 6. С. 24.
4. Избранные труды В.И. Добаткина. М.: ВИЛС, 2001. 668 с.
5. **Захаров В.В., Елагин В.И., Ростова Т.Д.** Металловедческие принципы легирования алюминиевых сплавов скандием // Технология легких сплавов. 2010. № 1. С. 67.
6. **Алабин А.Н., Белов Н.А., Прохоров А.Ю.** Сборник материалов III международной конференции «Деформация и разрушение материалов и наноматериалов». DFMN. М.: Институт РАН, 2009. 12–15 октября. С. 301–302.
7. **Дриц М.Е.** Металлургия и металловедение цветных сплавов. М.: Наука, 1982. С. 121.

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ В АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ОБЛАСТИ СВАРКИ ТРЕНИЕМ С ПЕРЕМЕШИВАНИЕМ СПЛАВОВ СИСТЕМЫ Al–Mg–Sc

П.Ю.Предко; В.А.Фролов, докт. техн. наук;

Е.В.Никитина, докт. техн. наук (“МАТИ” – РГТУ имени К.Э. Циолковского)

Применение сварки трением с перемешиванием обеспечивает получение качественных сварных соединений, равнопрочных литым деталям.

Ключевые слова: сварка трением с перемешиванием, литосварная конструкция, алюминиевые сплавы.

PROSPECTS FOR APPLICATION OF FRICTION STIR WELDING OF Al–Mg–Sc ALLOY SYSTEM IN AEROSPACE INDUSTRY. *P.Yu.Predko; V.A.Frolov, Dr.Techn.Sc; E.V.Nikitina, Dr.Techn.Sc.*

Application of friction stir welding provides fabrication of quality welded joints having uniform strength with castings.

Keywords: friction stir welding, cast-welded structure, aluminum alloys.

В космической и авиационной промышленности предъявляются высокие требования к надежности конструкций и экономическим показателям. Перед технологами стоит задача получения относительно недорогих, но удовлетворяющих высоким требованиям соединений различных металлов и сплавов автоматическими способами сварки с максимально достижимой производительностью.

Большой интерес представляют методы сварки давлением, при которых образование соединений происходит без образования жидкой прослойки и при этом возможно проведение высокоскоростной сварки.

Из методов сварки давлением наиболее эффективным для использования в авиационной и космической промышленности является FrictionStirWelding, который был разработан в Британском институте сварки. За рубежом этот способ занял одно из ведущих мест при сварке различных деталей [1], также разрабатывается ручной вариант этого способа, что обеспечит возможность сварки в открытом космосе.

Сварка трением с перемешиванием дает возможность сварки алюминиевых сплавов

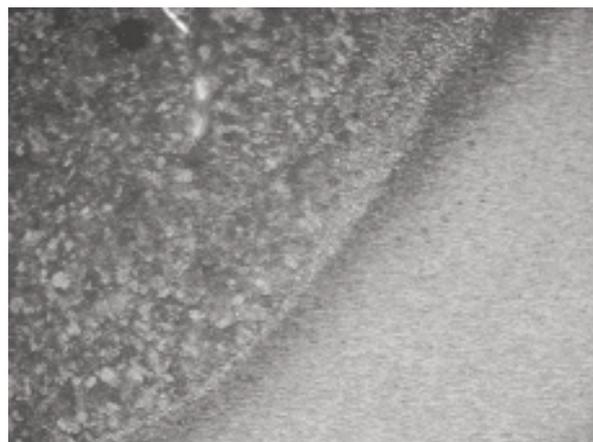
практически всех систем легирования, включая те сплавы, которые традиционно считались несвариваемыми плавлением из-за их высокой склонности к образованию горячих трещин.

При сварке трением с перемешиванием практически нет ограничений по конфигурации швов, свариваются также тавровые, нахлесточные соединения. Коэффициент прочности сварного соединения термически неупрочняемых сплавов при данном способе сварки равен 0,95–1. Однако при сборке свариваемой конструкции не допускаются зазоры, необходимо очень жестко фиксировать детали.

Особый интерес представляет использование сварки трением (СТП) для соединения деталей из литейных алюминиевых сплавов, которые при сварке плавлением имеют склонность к образованию пористости, охрупчиванию металла в высокотемпературной зоне термического влияния вследствие оплавления границ зерен [2]. В то же время их использование позволяет значительно упростить создание сварных конструкций сложной пространственной формы. Несмотря на отсутствие расплавления



а



б



в

вследствие нагрева металла в зоне шва происходят тепловое воздействие на металл околошовной зоны и соответствующие структурные изменения, аналогичные изменениям при дуговой сварке. При сварке трением с перемешиванием для получения высокого коэффициента прочности предпочтительнее применять термически неупрочняемые алюминиевые сплавы. Наиболее прочными термически неупрочняемыми сплавами являются сплавы системы Al–Mg–Sc. Эти сплавы не взаимодействуют с перекисью водорода, поэтому специалисты NASA считают легированные скандием алюминиевые сплавы наиболее подходящим материалом для изготовления СТП баков гиперзвукового самолета «Х-43В Нурер-Х», для двигательной установки которого будет использован водород [3].

Рис.1. Структура сварного соединения отливки из сплава типа ВАЛ16с и листа из сплава 01570, выполненного аргонодуговой сваркой:

а – граница шва со стороны ВАЛ16с (×50),

б – граница шва со стороны 01570 (×50)

в – граница шва со стороны 01570 (×200)

При репродуцировании уменьшено в 2 раза

Для исследования особенностей формирования структуры литосварных соединений сплавов системы Al–Mg–Sc авторами были сварены отливки и листы из термически неупрочняемых сплавов типа ВАЛ16с (дополнительно легированного скандием) и 01570 по различным технологическим схемам. Литые заготовки предварительно обрабатывали инструментом для сварки трением с перемешиванием. По другой схеме шов, выполненный аргонодуговой сваркой, обрабатывался сваркой трением с перемешиванием.

Исследование структуры сварных соединений показало значительные различия не только в зоне шва, но и в прилегающих к швам зонах термомеханического влияния при использовании как аргонодуговой сварки, так и сварки трением с перемешиванием.

Известно, что скандий значительно повышает температуру рекристаллизации сплавов системы Al–Mg–Sc. При аргонодуговой сварке структура листов из сплава 01570 остается нерекристаллизованной в околошовной зоне, вплоть до линии сплавления (рис. 1). Это предотвращает разупроч-

нение металла в околошовной зоне и обеспечивает высокий коэффициент прочности сварного шва. По линии сплавления образуются равноосные рекристаллизованные зерна величиной 3–8 мкм. Скорее всего, рекристаллизация проходит непосредственно вблизи температуры солидуса, возможно даже вначале оплавления. Аналогичные результаты были получены также при исследовании структуры сварного соединения сплава 01570С [4]. В шве за счет модифицирующего воздействия скандия формируется равноосная структура с литыми зернами размером 40–60 мкм. Подобные же литые зерна образовались при литье отливок сплава ВАЛ16с, хотя их размер несколько меньше, около 20–40 мкм. Такая разница в размере зерен связана, вероятнее всего, с тем, что при кристаллизации сварного шва произошла фиксация доли скандия в твердом растворе, что несколько снизило эффект модифицирования.

При соединении листов из сплава 01570 и отливок из сплава ВАЛ16с методом сварки трением с перемешиванием в центральной зоне шва происходит формирование ядра с концентрическими кольцами, называемыми «луковыми кольцами» (рис. 2,а). Формирование таких колец наблюдалось многими исследователями, которые объясняют это чередованием зон крупных и более мелких зерен, образовавшихся в результате динамической рекристаллизации.

Легирование сплавов системы Al–Mg скандием и цирконием способствует под действием интенсивной пластической деформации формированию ультрамелкозернистой структуры, отличающейся высокой твердостью [5]. Исследование структуры ядра сварных швов сплавов ВАЛ16с и 01570 системы Al–Mg–Sc показало, что характер структуры, формируемой при сварке трением с перемешиванием подобен структуре, формируемой при равноканальном угловом прессовании (РКУП).

В работе [6] отмечено, что «измельчение зерна матричного твердого раствора в термически неупрочняемых сплавах системы Al–Mg до ультрамелкого (100–400 нм) и тем более нанометрического (<100 нм) размера позволяет значительно повысить твердость и прочность сплавов по сравнению с методами упрочнения, применяющимися в производственных условиях». Наши исследования подтвердили, что чередование колец, видимое на структуре ядра (см. рис. 2,а), представляет собой именно такое чередование ультрамелких (2–3 мкм) и нанозерен (~200–300 нм) различной величины. Характерной особенностью структуры шва, выполненного СТП со стороны отливки из сплава ВАЛ16с, является формирование в прилегающей к ядру зоне термомеханического влияния текстуры деформированных зерен (рис. 2,б). Такая деформиро-



а



б

Рис. 2. Структура сварного соединения отливки из сплава типа ВАЛ16с и листа из сплава 01570, выполненного сваркой трением перемешиванием:

а – общий вид, слева 01570, справа ВАЛ16с (×50)
б – граница шва со стороны ВАЛ16с (×200)
При репродуцировании уменьшено в 2 раза

ванная структура околошовной зоны позволяет получить соединение с коэффициентом прочности (отношением предела прочности сварного соединения к пределу прочности основного металла), равным 1. Разрушение сварных образцов происходит по основному металлу на некотором расстоянии от шва. Достигнутый уровень прочности такой литосварной конструкции соответствует прочности основного металла – отливки из сплава ВАЛ16с.

Итак, сплавы системы Al–Mg–Sc в литом и деформированном состояниях показали удовлетворительную технологичность при сварке трением с перемешиванием.

Применение сварки трением позволяет получить литосварные конструкции из термически неупрочняемых сплавов системы Al–Mg–Sc со сварными соединениями, равнопрочными основному металлу. Сварка трением с перемешиванием может быть рекомендована для получения ответственных конструкций.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Степанов В.В., Фролов В.А., Конкевич В.Ю.** Формирование соединений при сварке трением по способу Friction Stir Weldin // Технология легких сплавов. 2003. № 1. С. 59–64.
2. **Никитина Е.В., Фролов В.А.** Металлургические и технологические особенности получения литосварных конструкций из алюминиевых сплавов // Технология машиностроения. 2006. № 5. С. 7–12.
3. **Din J., Carter R., Lawless A., Nunes A., Russell C., Suits M., Schneide J.** Friction Stir Welding Flies High at NACA // Welding Journal. 2006, March. P. 55–59.
4. **Филатов Ю.А., Плотников А.Д.** Структура и свойства деформированных полуфабрикатов из алюминиевого сплава 01570С системы Al–Mg–Sc для изделий РКК «Энергия» // Технология легких сплавов. 2011. № 2. С. 15–26.
5. **Добаткин С.В., Захаров В.В., Перевезенцев В.Н., Ростова Т.Д., Копылов В.Н., Рааб Г.И.** Механические свойства субмикроструктурных сплавов системы Al–Mg (AMg6) и Al–Mg–Sc (01570) // Технология легких сплавов. 2010. № 1. С. 74–84.
6. **Елагин В.И.** Конструкционные наноструктурные сплавы на алюминиевой основе // Технология легких сплавов. 2008. № 2. С. 6–20.

КОМПЛЕКСНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ СБОРОЧНОГО ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

О.С.Самсонов, канд. техн. наук; М.Е.Саутенков (“МАТИ” – РГТУ имени К.Э. Циолковского); И.И.Толстомятов (ЗАО «Авиастар-СП»)

Изложена методика проектирования и оптимизации сборки изделий авиационной техники с использованием комплекса математических моделей, описана структура и функции интегрированного программно-информационного комплекса для решения задач на различных стадиях проекта.

Ключевые слова: оптимизация сборки, комплексное моделирование, модели проектирования.

COMPREHENSIVE MODELING OF THE PROCESSES FOR ASSEMBLING AERONAUTICAL ENGINEERING PRODUCTS. *O.S.Samsonov, Cand.Tech.Sc.; M.E.Sautenkov; I.I.Tolstopyatov.*

The authors present a methodology for design and optimization of aircraft assembly processes based on a set of mathematical models. The structure and functions of the integrated software with the view of problems solution at different stages of the project are described.

Keywords: assembly optimization, comprehensive modeling, design models.

Выбор и оптимизация конструктивно-технологических и организационных решений сборочного производства – многоуровневый процесс (рис. 1).

Для комплексной оптимизации сборки изделий авиационной техники (АТ) необходимо разработать методику параллельного проектирования конструкции, технологии и организации сборочного производства и реализовать ее с использованием современных технологий электронного моделирования.

Концепция информационной поддержки процессов жизненного цикла и переход на цифровые технологии проектирования и производства требует, чтобы методы и средства оптимизации и сборки изделий АТ обеспечивали:

- организацию процесса технологического проектирования на различных стадиях проекта (технического предложения, эскизного проектирования, рабочего проектирования);

- повышение точности оценки достоверности и объективности выбора конструктив-

но-технологических решений (КТР) по мере накопления и уточнения информации на каждом последующем этапе проектирования;

- выбор оптимальных конструктивно-технологических решений с учетом экономических факторов на основе расчета и анализа показателей технологичности;

- поддержку методологии многоуровневого вариантного проектирования с учетом конфигурации изделия, технологической системы и схем организации производства.

При решении задач формирования и оптимизации конструктивно-технологических и организационно-технических решений сборки используются различные классы моделей, которые должны функционировать в рамках интегрированной системы, обеспечивающей информационную поддержку процессов проектирования. Рассмотрим более подробно модели, используемые в этапах II – IV (см. рис. 1).

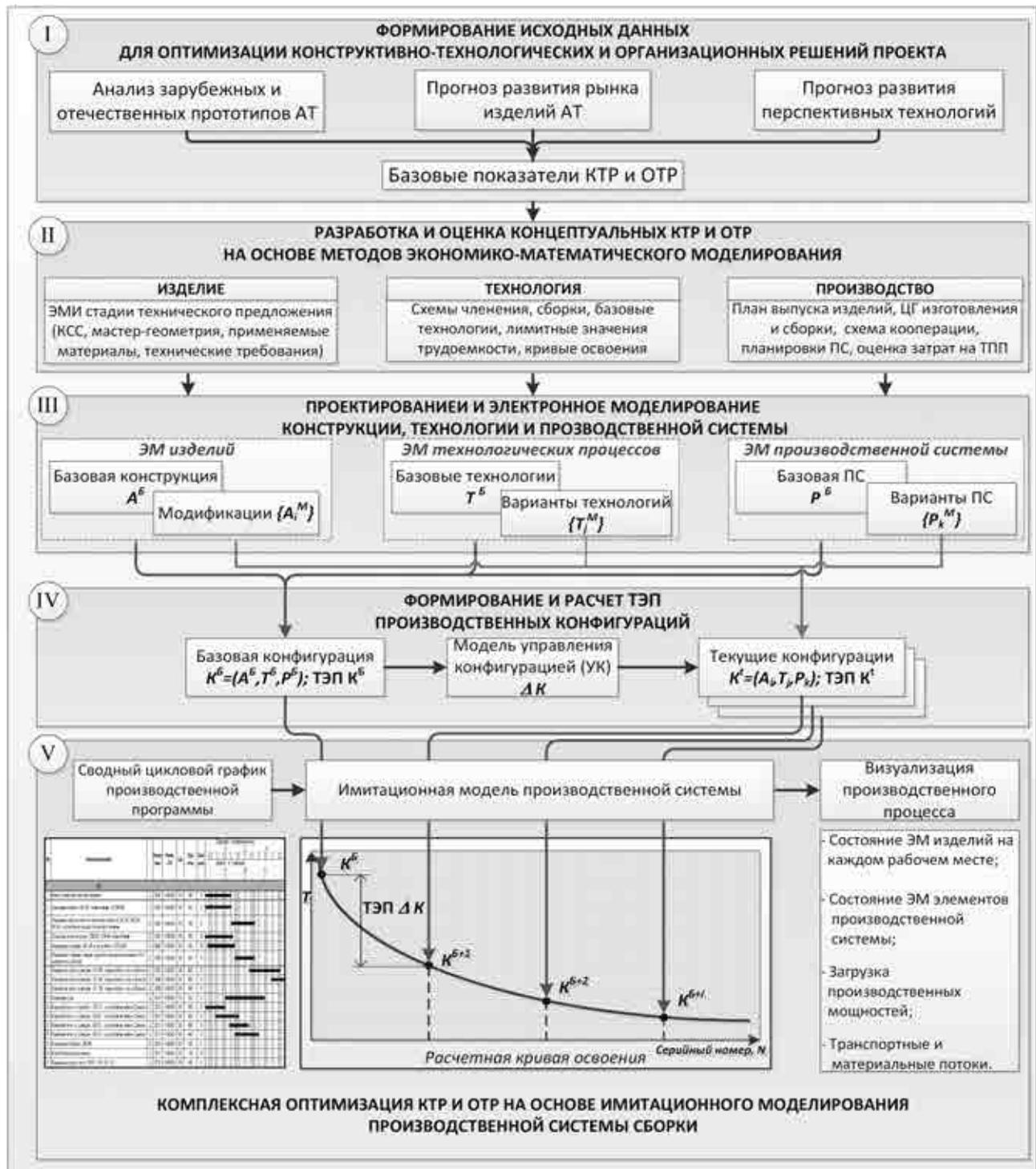


Рис. 1. Схема формирования и оптимизации конструктивно-технологических и организационно-технических решений сборочного производства

Экономико-математические модели

В последние годы методики определения трудоемкости серийного производства самолетов на основе экономико-математических моделей были адаптированы к новым

производственным технологиям и экономическим условиям путем применения корректирующих коэффициентов, учитывающих изменения структуры применяемых материалов, видов соединений, новых методов проектирования и производства. Но воз-

возможность их применения ограничена следующими обстоятельствами:

- корректирующие коэффициенты в расчетных формулах задаются на основе экспертных оценок, что не обеспечивает необходимой точности расчетов и достоверности получаемых по ним результатов;

- расчетные показатели носят обобщенный характер, что не позволяет проводить анализ производственной технологичности изделия для выявления «узких» мест и разработки мероприятий по повышению эффективности производства.

С учетом этих ограничений модели этого класса могут использоваться на этапе II для разработки и предварительной оценки концептуальных решений.

Модели проектирования изделий, технологических процессов и производственной системы

При решении задач III этапа используются методы электронного моделирования объектов проектирования и информационная среда, реализующая поддержку процессов проектирования с использованием комплекса порождающих моделей.

Для формирования структуры и содержания интегрированной информационно-программной среды конструкторско-технологического проектирования используем базовую формулу параллельного проектирования, приведенную в работе [1]:

$$S(A) \rho S(P) \rightarrow S(T), \quad (1)$$

где $S(A)$; $S(P)$; $S(T)$ – модели исходного объекта (изделия); порождающей среды (технологического проектирования); объекта проектирования (технологического процесса) соответственно; ρ – процедурно-алгоритмические модели, реализуемые базовым функционалом систем проектирования (синтез моделей, расчет параметров, интерпретацию и визуализацию результирующих моделей).

Комплекс моделей конструкторско-технологического проектирования позволяет

формировать технологические модели изделия $S^P(A_I^T)$, модели элементов технологического оснащения $S^P(P_I^T)$ и использовать их при формировании модели технологического процесса $S^P(T_I^A)$. При этом технологический процесс представляется в виде множества технологических операторов (операций, переходов), под воздействием которых меняется состояние моделей изделия и элементов технологического оснащения. Блок нормирования осуществляет расчет трудоемкости выполнения технологических операций и процесса в целом, но не позволяет проводить анализ спроектированной технологии по критериям технологической себестоимости (с учетом затрат на оснастку) и эффективности организации производства.

Для оптимизации производственных процессов с учетом этих критериев в структуру информационно-программной среды введен дополнительный блок, реализующий процедуры проектирования производственных систем (рис. 2), но сохранены базовые порождающие и результирующие модели объектов проектирования (изделий, технологических процессов, производственной системы), а также взаимосвязи между различными средами проектирования. Так, технологические модели изделий, с одной стороны, входят в структуру моделей изделий (A), с другой – являются компонентами моделей технологических процессов (T). Модели средств технологического оснащения (P^T), проектируемых под конкретную технологию и изделие, являются компонентами модели производственной системы (P^A).

Порождающая среда $S(P^A)$ содержит параметрические модели проектирования рабочих мест, участков, сборочных линий, транспортных коммуникаций, складского оборудования и т.д. Алгоритмы расчета должны формироваться на основании методик проектирования сборочных цехов [2]. Исходные данные формируются и передаются из среды проектирования технологи-

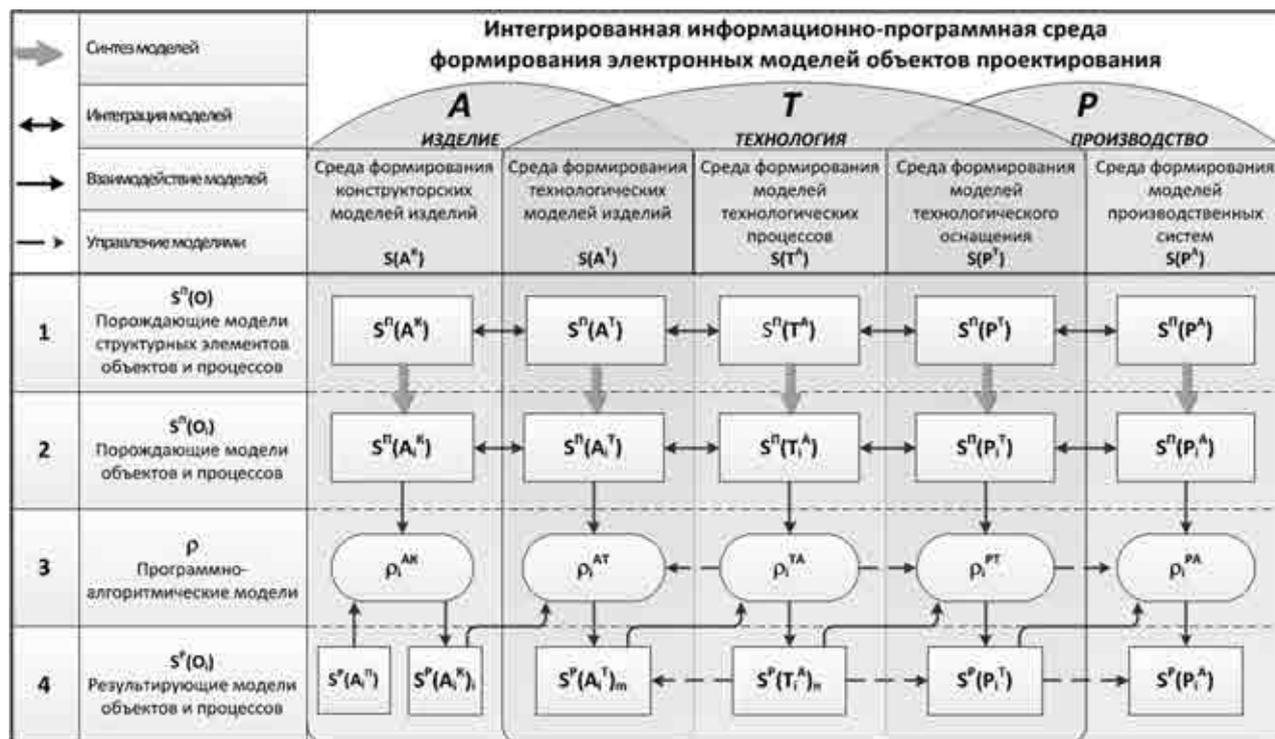


Рис. 2. Схема взаимодействия моделей параллельного проектирования

ческих процессов и технологического оснащения, а также из блоков I и II (см. рис. 1). В результате проектирования формируется электронная модель производственного подразделения (3D-планировка), конфигурация которой может меняться в соответствии с графиком технического перевооружения.

Горизонтальные стрелки на схеме между порождающими моделями (первого и второго уровней) отражают связи (в общем случае многовариантные) между элементами разных сред (см. рис. 2). Этот уровень является библиотекой интегрированных КТР, поскольку описывает для типовых конструктивно-технологических элементов деталей и сборочных единиц возможные варианты их технологической реализации с использованием элементов производственной системы.

Комплекс моделей параллельного проектирования позволяет формировать согласованные конструктивно-технологические и организационно-технические решения сборочного производства, сбалансированные

по степени детализации и проработки на различных стадиях проектирования.

Модели управления производственной конфигурацией изделия

При реализации проектов создания изделий АТ для управления технической документацией базового изделия и его модификаций используется понятие конфигурации. В соответствии с нормативными документами [3] управление конфигурацией рассматривается как задача формирования текущей конфигурации объекта на основании базовой конфигурации и правил конфигурирования. Использование механизмов управления конфигурацией позволяет обеспечить рациональное хранение информации об изделии по объектам, общим для разных модификаций, сократить трудоемкость запуска конструкторской документации, проведение и отслеживание конструктивных изменений в различных модификациях.

Нормативными документами регламентируются четыре основных вида конфигурации: функциональная, проектная, произ-

водственная и эксплуатационная. Производственная конфигурация трактуется как совокупность конструкторских и технологических документов и данных, используемых при изготовлении конкретного экземпляра изделия (т.е. однозначно определяющая конструкцию изделия, технологию и состав оснащения, применяемого при изготовлении конкретного изделия в заданный период производства).

Для управления конфигурацией в структуре объекта выделяются элементы конфигурации и определяется состав их конфигурационных свойств. Объединение всех элементов определяет состав конфигурационных свойств объекта в целом.

Используя формулу (1), модель управления конфигурацией $S^V(K)$ может быть описана следующей формулой:

$$S^H(K_t) \rho^K S^H(K_t) \rightarrow S^P(K_t), \quad (2)$$

где $S^H(K_t)$ – модель исходного описания текущей конфигурации; ρ^K – процедурно-алгоритмическая среда конфигурирования; $S^H(K_t)$ – порождающая модель текущей конфигурации; $S^P(K_t)$ – результирующая модель текущей конфигурации.

Модель $S^H(K_t)$ описывается в виде булевой вектор-строки в пространстве конфигурационных свойств. Процедурно-алгоритмическая среда конфигурирования ρ^K включает в себя множество операторов преобразования структуры объекта $\rho^K = \{\rho^D, \rho^V, \rho^3\}$ («добавить», «удалить», «заменить») и реализуется базовым функционалом PDM-систем.

Порождающая модель текущей конфигурации $S^H(K_t) = (S^P(K_B), \{\Delta K\})$ включает модель базовой конфигурации $S^P(K_B)$ и множество изменений ΔK , которые необходимо внести в базовую конфигурацию для получения текущей, причем в описании каждого изменения определяется изменяемый структурный элемент, вид преобразования и условие его реализации.

В контексте решаемой задачи объектами конфигурирования являются изделие, технологические процессы и производственная система, поэтому при формировании производственной конфигурации необходимо учитывать как связи внутри объектов одного класса (например, между элементами конструктивной структуры изделия при конфигурировании конструкторской документации), так и связи между объектами различных классов (конструкция \leftrightarrow технология \leftrightarrow производственная система).

Имитационное моделирование производственных систем

Имитационная модель сборочного производства должна обеспечивать возможность отработки и оптимизации производственных процессов в условиях многономенклатурности производства, вариантности конструкции изделий, технологических процессов сборки и производственных ресурсов. Для этого в имитационной модели должны быть реализованы процедуры формирования состояний электронных моделей изделий и элементов производственных систем в заданных временных интервалах. Структура имитационной модели сборочного производства $S^{IM}(A, T, P)$ может быть описана как множество следующих компонентов:

$$S^{IM}(A, T, P) = (S^V(K), \Gamma^C, N^E, t), \quad (3)$$

где $S^V(K)$ – модель управления конфигурациями изделий; Γ^C – обобщенный цикловой график производственной программы; N^E – технико-экономические показатели эффективности производства; t – системное время.

При изменении t , то есть перемещении по временной шкале, модель $S^V(K)$ формирует конфигурации изделия A , технологических процессов T и производственной системы P , а модель циклового графика Γ^C – состояния электронных моделей изделий и производственной системы. Дискретность в описании динамических объектов имитационной модели (количество состояний

объектов в заданный временной период) и степень детализации моделируемых производственных процессов (до уровня этапов, операций, переходов) зависят от специфики решаемой задачи и горизонта планирования. При этом может осуществляться локальная и комплексная отработка производственного процесса.

Локальная отработка процесса сборки на одном рабочем месте включает в себя моделирование в пространстве и во времени взаимодействия электронных моделей изделия, исполнителей и оснащения при выполнении операций технологического процесса, а также дополнительных и вспомогательных операций, связанных с обслуживанием и настройкой оборудования, комплектацией и др. При этом осуществляется проверка собираемости, доступа в зону выполнения работ, анализ условий труда в рабочих зонах, перемещения рабочих органов оборудования и сборочной оснастки. Данный функционал реализован в системе технологического моделирования процесса (ТеМП).

Комплексная отработка процесса сборки в производственном подразделении (участке, линии, цехе) проводится для оптимизации организационной схемы сборки. При этом осуществляется выявление «узких» мест, оценивается эффективность транспортных и материальных потоков, наличие свободных производственных ресурсов.

Процедуры имитационного моделирования сборочного производства:

- задается временной интервал, в рамках которого планируется осуществить моделирование процесса сборки;

- выявляется номенклатура изделий, находящихся в производстве в данный календарный период в соответствии с программой сборки;

- формируются электронные модели сборочных единиц, технологических процессов и производственных систем соответствующих конфигураций;

- формируется сводный цикловой график производственной программы сборки, включающий цикловые графики сборки изделий, в том числе этапы, связанные с транспортировкой, складированием и другими процессами вспомогательного производства;

- осуществляется динамическая имитация и визуализация производственных процессов в виде набора состояний электронных моделей изделий и элементов производственных систем, генерируемых с определенной частотой по временной шкале;

- выполняется расчет и анализ показателей эффективности производства для отдельных этапов и временного интервала в целом. В случае выявления неэффективных решений формируются изменения в компонентах модели и процесс моделирования повторяется.

В системе ТеМП формирование этапов цикловых графиков, имеющих вложенную структуру, осуществляется с использованием моделей технологических процессов. Укрупненные этапы цикловых графиков могут быть детализированы до уровня переходов для выполнения процедур локальной оптимизации, что позволяет проводить комплексную отработку и оптимизацию.

В настоящее время ведутся работы по созданию интегрированного программно-информационного комплекса (рис. 3), в котором будут использованы:

- программные продукты компании Siemens PLM Software для формирования и ведения различных составов изделия с учетом правил конфигурирования, централизованного хранения нормативно-справочной информации, моделей технологических процессов, сформированных в различных САМ (САРР)-системах, формирования технологических процессов верхнего уровня, а также технологических процессов изготовления деталей с использованием специализированных приложений Teamcenter;

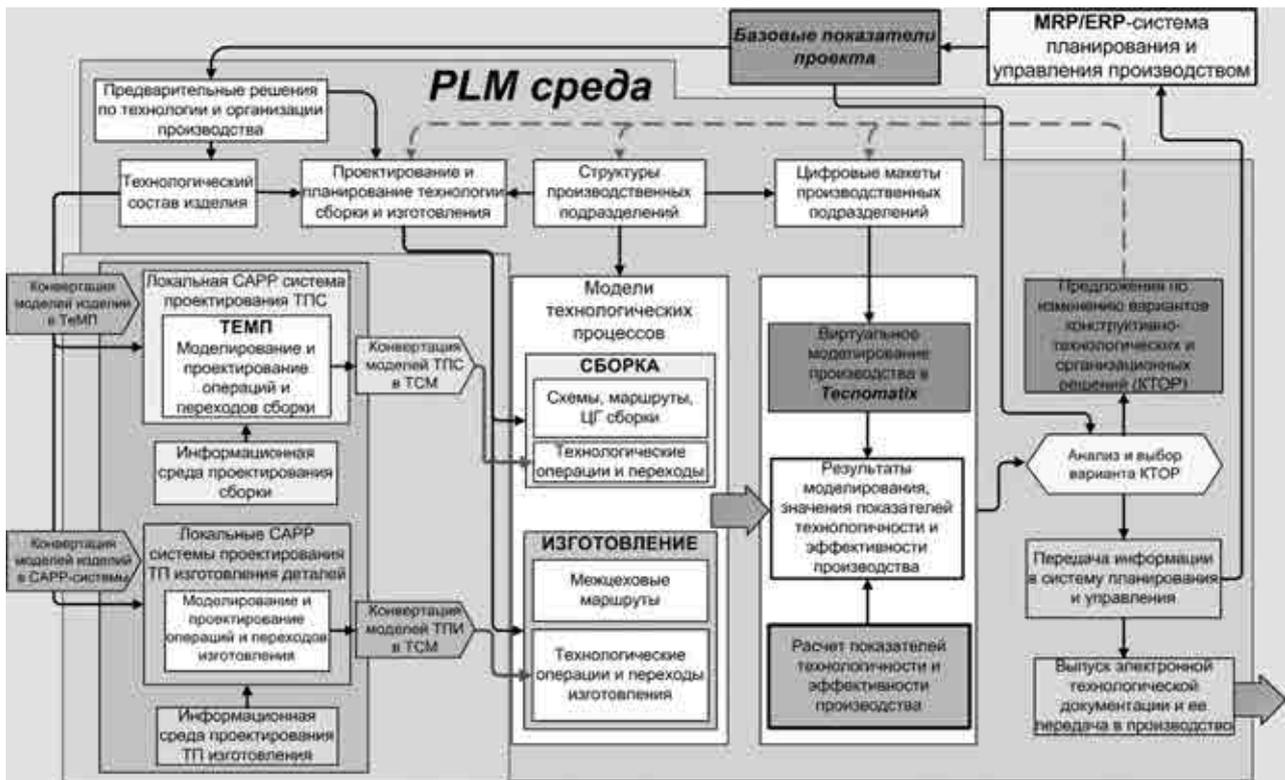


Рис. 3. Схема интегрированного программно-информационного комплекса конструкторско-технологического проектирования

– программные модули системы ТеМП для проектирования технологических процессов сборки, где исходными данными являются электронные модели изделия и элементов производственной среды, сформированные в среде NX-Teamcenter.

Создание и отработка комплекса позволит использовать функционал специализированных систем для решения задачи комплексной оптимизации сборки, включая имитационное моделирование сборочных процессов в системе Tecnomatix.

ЛИТЕРАТУРА

1. Самсонов О.С. Моделирование процессов конструкторско-технологического проектирования сборки летательных аппаратов // Технология машиностроения. Вып. 9 (63). М: Издательский центр «Технология машиностроения», 2007. С. 18–26.
2. Гаврилин В.Д., Кулаков Г.А. Проектирование цехов авиазаводов. Основы технологии производства летательных аппаратов (в конспектах лекций): Учеб. пособие / А.С. Чумадин, В.И. Ершов, В.А. Барвинок и др. М.: Наука и технологии, 2005. 912 с.
3. ГОСТ Р ИСО 10007–2007 Менеджмент организации. Руководящие указания по управлению конфигурацией. ISO 10007:2003. Quality management systems – Guidelines for configuration management (IDT).

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ ЭКРАННОЙ ЗАЩИТЫ РОССИЙСКИХ МОДУЛЕЙ МКС ОТ МЕТЕОРОИДНЫХ И ТЕХНОГЕННЫХ ЧАСТИЦ

*И.В.Шевченко, докт. техн. наук (“МАТИ” – РГТУ имени К.Э. Циолковского);
О.В.Волков; А.В.Горбенко (РКК “Энергия” им. С.П. Королева)*

Приведен способ оптимизации экранной защиты МКС на стадии проектной проработки. Предложено использование дополнительных противоосколочных панелей для гермокорпуса служебного модуля.

Ключевые слова: техногенные частицы, пробой, гермооболочка, баллистическая предельная зависимость, дополнительная противоосколочная панель.

DEVELOPMENT OF THE CONCEPT FOR SHIELDING RUSSIAN ISS MODULES AGAINST
METEOROID AND TECHNOGENIC PARTICLES. *I.V.Shevchenko, Dr.Techn.Sc;
O.V.Volkov; A.V.Gorbenko.*

The article presents a method for optimization of the ISS shielding at early stages of the project. The use of additional anti-debris panels for pressurized housing of the service module is suggested.

Keywords: technogenic debris, breakdown, pressure cover, maximum ballistic limit, additional anti-debris panel.

Космическая станция представляет собой пилотируемый орбитальный комплекс, состоящий из нескольких модулей, соединенных с помощью стыковочных агрегатов в единый обитаемый гермообъем. В условиях постоянного воздействия метеороидной и техногенной среды существует опасность разгерметизации станции в результате пробоя гермооболочки метеороидом или техногенной частицей. Оценки, проведенные с использованием современных моделей метеороидной и техногенной среды, показывают, что вероятность пробоя гермооболочки из алюминиевого сплава толщиной 4–5 мм с поверхностью площадью в сотни квадратных метров за 10 лет составляет не менее 50 %. Типовые требования по безопасности

экипажа пилотируемых комплексов находятся в диапазоне 95–99 %. Чтобы обеспечить выполнение этих требований, в конструкцию модулей пилотируемых станций вводятся защитные экраны.

Простейшая экранная защита, так называемый экран Уиппла, представляет собой металлический лист, располагаемый на определенном расстоянии от защищаемой гермооболочки. При оптимальных параметрах экрана Уиппла (толщина экрана приблизительно равна половине толщины гермооболочки и расстояние от гермооболочки ≥ 25 –30 толщин гермооболочки) обеспечивается стойкость к высокоскоростному пробую, эквивалентная увеличению толщины гермооболочки в несколько раз. Именно

такие экраны использовались на модулях пилотируемых станций «Салют» и «Мир», причем роль экранов в большинстве случаев выполняли радиаторы и кожухи на внешней поверхности модулей толщиной 1–2 мм, их располагали на расстоянии 5 см от гермооболочки. В качестве противометеороидных экранов использовались углепластиковые трехслойные сотовые панели, устанавливаемые на расстоянии 3–5 см от гермооболочки. При такой защите гермооболочка гарантированно защищалась от метеороидов размером 2–3 мм, обеспечивая вероятность непробоя модуля на уровне 0,95 в течение 5 лет.

Однако при разработке экранной защиты модулей международной космической станции (МКС) в условиях усилившегося техногенного загрязнения околоземного космоса оказалось, что экран Уиппла при существующих ограничениях на массу и габариты экранных защитных конструкций (ЭЗК) не обеспечивает необходимой стойкости к ударам техногенных частиц размерами 10 – 15 мм.

Служебный модуль (СМ), конструктивно аналогичный базовому блоку станции «Мир», является ключевым модулем РС МКС, обеспечивающим управление МКС. Для определения зон гермооболочки СМ, требующих дополнительной защиты, были проведены расчеты вероятности непробоя (ВНП) СМ по программе ESABASE2 с использованием моделей метеороидной и техногенной среды MASTER2005, разработанной в Европейском космическом агентстве. В расчетах использованы предельные баллистические зависимости отдельных зон экранной защиты СМ, полученные по результатам испытаний образцов экранной защиты на высокоскоростной пробой.

Как следует из результатов расчетов, ВНП СМ за 15 лет составляет 0,9481. Области, где отсутствуют радиаторы и возможна установка дополнительной экранной за-

щиты, составляют около 20 % суммарного риска пробоя СМ.

Первоначальная концепция дополнительной экранной защиты (ДЭЗ) заключалась в создании разворачиваемых на орбите двух пар «теневого» экранов (рис. 1), защищающих корпус СМ от потока техногенных частиц, обладающего существенной анизотропией.

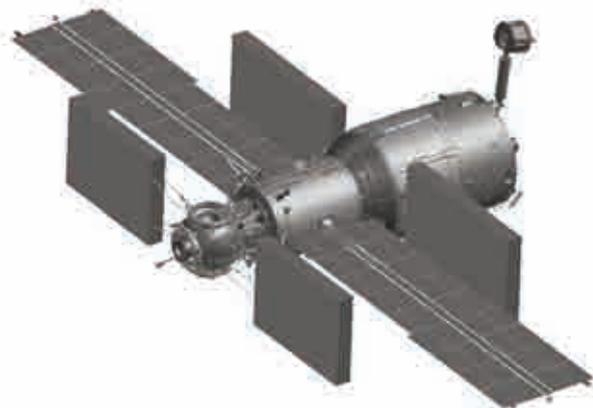


Рис. 1. Разворачиваемые «тневые» экраны

В РКК «Энергия» были проведены исследования «теневого» экранов, обеспечивающих необходимую защиту корпуса СМ. По результатам испытаний на высокоскоростной пробой была выбрана наиболее эффективная структура экрана. Также проведена проработка конструкции разворачивающего механизма на основе элементов с памятью формы, восстанавливающих на орбите первоначальную форму при нагревании путем пропускания тока. Отработана технология сворачивания и крепления ткани к несущим элементам конструкции.

К моменту, когда необходимо было принимать решение по изготовлению и доставке «теневого» экранов на МКС, в НАСА была создана модель техногенной среды ORDEM96, обновленная по результатам последних экспериментальных исследований техногенного загрязнения космоса¹.

¹ Liou J.-C., et al. The New NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM2000 // NASA TP – 2002-210780, May, 2002.

Расчеты ВПП, проведенные с использованием этой модели, показали, что «теневые» экраны не обеспечивают необходимую экранировку СМ. Это связано с тем, что угловое распределение частиц в системе координат, связанной с МКС в модели ORDEM96, более «размыто» по сравнению с моделью 1991 г.

Дополнительно был проведен комплексный анализ влияния ДЭЗ на функционирование систем РС МКС. Результаты показали, что установка противоосколочных экранов уменьшает поступление электроэнергии от солнечной батареи СМ на 30 % (на 0,7 кВт), снижает допустимую тепловую нагрузку РС МКС на 30 % (на 1,65 кВт), ограничивает поля зрения остронаправленной антенны, иллюминаторов, приборов системы управления движением и навигации, трассы перемещения космонавтов.

По результатам проектных проработок было решено вместо «теневых» экранов использовать панели солнечных батарей, ориентированных вертикально. Дефицит электроэнергии СМ при фиксированной ориентации солнечных панелей предполагалось компенсировать за счет дополнительной мощности, получаемой от американского сегмента МКС.

В связи с отказом от концепции специальных «теневых» экранов основные усилия были направлены на разработку локального повышения защищенности отдельных зон гермооболочки в местах, где нет радиаторов системы обеспечения теплового режима. Такими зонами являются конусная часть между рабочими отсеками большого и малого диаметра, а также кольцевая зона на конце рабочего отсека малого диаметра. Локальное усиление защиты производится с помощью дополнительных противоосколочных панелей (ДПП), закрепляемых на поручнях специальными замками.

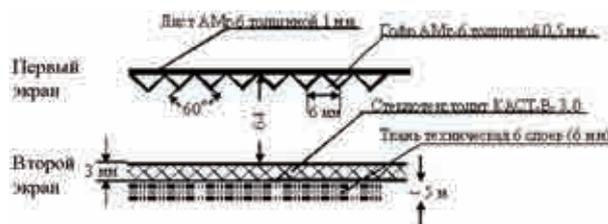


Рис. 2. Структура ДПП

В результате проектно-конструкторских проработок и испытаний на высокоскоростной пробой различных вариантов структуры ДПП к реализации была принята структура из двух экранов, отстоящих друг от друга на расстоянии 60 мм (рис. 2). Первый экран состоит из алюминиевого листа толщиной 1,0 мм и гофрированного алюминиевого листа толщиной 0,5 мм (шаг гофра 6 мм, угол при вершине 60°).

Второй экран состоит из листа стеклотекстолита марки КАСТ-В-3,0 (ГОСТ 10292-74) и сшитых шести слоев ткани технической специального назначения.

Первый экран предназначен для разрушения попадающих частиц и формирования конуса разлета продуктов разрушения этих частиц и экрана. Второй – обеспечивает разрушение крупных осколков в продуктах разрушения первого экрана и их замедление за счет добавления массы продуктов разрушения второго экрана. Таким образом, высокоскоростной точечный ударный импульс первичной частицы преобразуется в низкоскоростной ударный, пространственно распределенный по большой площади гермооболочки.

Окончательная концепция экранной защиты СМ, принятая для реализации, состоит в использовании экранирующего действия панелей солнечных батарей СМ, ориентированных вертикально, и в установке ДПП на поручнях в зонах, свободных от радиаторов системы обеспечения теплового режима.

ПРОГРАММА МНОГОПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ ПО ГРУЗОПОДЪЕМНОМУ ОБОРУДОВАНИЮ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

А.В.Торпачев, канд. техн. наук (“МАТИ” – РГТУ имени К.Э. Циолковского)

Приведены результаты разработки программы, предназначенной для оптимизации конструктивных решений по грузоподъемному оборудованию аэрокосмических комплексов с применением интегральных критериев.

Ключевые слова: грузоподъемное оборудование, оптимальные решения.

A PROGRAM FOR MULTIPARAMETRIC OPTIMIZATION OF DESIGN DECISIONS ON AEROSPACE COMPLEX HOISTING MACHINES. *A.V.Torpachov, Cand.Techn.Sc.*

Results of the program development intended for optimization of the design decisions on hoisting machines for aerospace complexes using integral criteria are presented.

Keywords: hoisting machines, optimal decisions.

Эффективность разрабатываемых изделий аэрокосмической техники в значительной мере зависит от степени совершенства процессов их подготовки к применению. Это особенно существенно при реализации современной стратегии параллельного проектирования, когда компоновочные, конструктивно-силовые решения и расчет характеристик изделий и наземного технологического оборудования должны выполняться одновременно, причем на ранних стадиях проектирования и с учетом компромиссного характера предъявляемых требований и накладываемых ограничений. Перечисленные особенности в полной мере относятся к грузоподъемному оборудованию аэрокосмических комплексов, которое обеспечивает выполнение всех видов подъемно-перегрузочных и монтажно-стыковочных работ при подготовке изделий к применению. Значительную работу в области развития грузоподъемного оборудования аэрокосмических комплексов и создания условий для его безопасной эксплуатации проводят многие научные организации. Однако в научно-технической литературе отсутствуют результаты разработки программ, которые необходимы

для принятия оптимальных конструктивных решений при создании перспективного грузоподъемного оборудования на основе комплексных критериев. При многопараметрической оценке комплексные критерии должны охватывать различные характеристики проектируемого грузоподъемного оборудования: значения наибольших напряжений, величины динамической жесткости, массогабаритные характеристики металлоконструкций, их себестоимость и трудоемкость изготовления и др.

Базовой задачей при поиске оптимальных решений в ходе проектирования является задача математического программирования, при решении которой искомой величиной является

$$\text{Extr } F(X);$$

$$D_x = \{X | \varphi(X) > U, \psi(X) = V\},$$

где $F(X)$ – целевая функция при оптимизации; $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$ – вектор управляемых характеристик; $\varphi(X)$ и $\psi(X)$ – функции задаваемых ограничений; U и V – параметры ограничений; D_x – допустимая область оптимизации (или область работоспособности) в пространстве управляемых параметров.

При разработке грузоподъемного оборудования аэрокосмических комплексов возникают задачи поиска оптимальных решений, в которых используется несколько критериев. Для решения этих задач частные критерии $F_i(X)$, $i = \overline{1, n}$, объединяют в один комплексный критерий или целевой функционал $F(X) = \Phi(F_1(X), F_2(X), \dots, F_n(X))$, а затем находят экстремум данного критерия. В зависимости от того, каким образом частные критерии объединяются в целевой функционал, различают:

– аддитивные критерии, при использовании которых целевая функция получается путем сложения нормированных значений частных критериев:

$$F(X) = \sum_{i=1}^n C_i \frac{F_i(X)}{F_i^0(X)} = \sum_{i=1}^n C_i f_i(X) \rightarrow \max (\min),$$

где n – число объединяемых частных критериев; C_i – весовой коэффициент i -го критерия; $F_i(X)$ – числовое значение i -го критерия; $F_i^0(X)$ – нормирующий делитель для i -го критерия; $f_i(X)$ – нормированное значение i -го критерия;

– мультипликативные критерии, целевая функция которых имеет вид

$$F(X) = \prod_{i=1}^n F_i^{C_i}(X) \rightarrow \max (\min);$$

– максиминные (минимаксные) критерии, основанные на поиске таких значений параметров $X = \{x_1, x_2, \dots, x_m\}$, при которых нормированные значения всех частных критериев равны между собой:

$$C_i f_i(X) = K, \quad i = \overline{1, n},$$

где K – априорно заданная величина, определяющая уровень рациональности.

Принцип максимина состоит в поиске набора переменных $X^{(0)} \in X$, при котором реализуется максимум из минимальных нормированных значений критериев:

$$F(X^{(0)}) = \max_x \min_i \{f_i(X)\}, \quad i = \overline{1, n},$$

$$X = (x_1, x_2, \dots, x_m).$$

Если критерии минимизируются, то применяют принцип минимакса:

$$F(X^{(0)}) = \min_x \max_i \{f_i(X)\}, \quad i = \overline{1, n},$$

$$X = (x_1, x_2, \dots, x_m).$$

На основе применения комплексных критериев эффективности автором разработана компьютерная программа решения задач многокритериальной параметрической оптимизации конструктивных решений по грузоподъемному оборудованию для аэрокосмической техники.

В качестве характеристик (частных критериев), с помощью которых оценивается оптимальность исследуемых проектных вариантов грузоподъемных механизмов (ГПМ), были выбраны значения наибольших действующих напряжений в металлоконструкции при работе механизма подъема груза, величина динамической жесткости металлоконструкции, ее масса, а также себестоимость и трудоемкость изготовления металлоконструкции. Исходные данные для решения задачи оптимизации на примере сравнительной оценки различных вариантов мостового крана аэрокосмического комплекса приведены в таблице.

Программа обрабатывает исходные данные, введенные пользователем в интерак-

Величина критерия	Весовые коэффициенты	Значения критериев для различных вариантов ГПМ			
		1	2	3	4
Наибольшие напряжения, МПа	0,35	131,949	152,697	149,236	173,568
Динамическая жесткость, с	0,3	3	5	6	7
Масса конструкции, т	0,15	20,2	21,6	24,5	20,3
Себестоимость металлоконструкции, руб.	0,1	699000	747000	847000	754000
Трудоемкость изготовления, чел.-ч.	0,1	519,231	510,944	519,732	519,534

Вариант	Обобщенный мультипликативный критерий
Вариант1	85,5097390289182
Вариант2	107,73905805109
Вариант3	116,69233619121
▶ Вариант4	123,013137903649

Целевая функция мультипликативного критерия

$$F(X) = \prod_{i=1}^n F_i^{C_i}(X) \rightarrow \max/\min$$

где Π – знак произведения,
 C_i – весовой коэффициент i -го частного критерия,
 $F_i(X)$ – числовое значение i -го частного критерия.

Оптимальным является вариант

Результат оптимизации на основе мультипликативного критерия

тивном режиме, и определяет по результатам расчетов рациональный проектный вариант грузоподъемного оборудования в зависимости от выбранного комплексного критерия, используемого при поиске решения. В разработанной программе можно оценивать проектные варианты грузоподъемного оборудования аэрокосмического комплекса с учетом и других критериев и показателей, которые могут быть добавлены в состав численных критериев с помощью панели инструментов программы.

По результатам расчетов в разработанной программе можно сделать вывод, что рациональным проектным вариантом металлоконструкции ГПМ технического комплекса является первый из сравниваемых вариантов (см. рисунок).

Разработанная программа для многокритериальной параметрической оценки проектно-конструкторских решений внедрена в учебный процесс «МАТИ» – РГТУ имени К.Э. Циолковского.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Торпачев А.В., Со Мин У.** Постановка и решение задач многокритериальной оптимизации при разработке сложных технических систем // *Авиационная промышленность*. 2009. № 3. С. 19–23.
2. **Торпачев А.В., Со Мин У.** Разработка математических моделей и программного обеспечения для расчета оптимальных параметров мостовых кранов технических комплексов // *Актуальные проблемы российской космонавтики*. 2010. С. 334–335.
3. **Торпачев А.В., Со Мин У.** Компьютерная программа для поиска рациональных решений при проектировании грузоподъемных машин наземных комплексов // *Авиационная промышленность*. 2011. № 2. С. 58–60.

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;
- акт экспертизы, подтверждающий возможность публикации в открытой печати;
- аннотацию и ключевые слова на русском и английском языках;
- сведения об авторах (фамилия, имя, отчество полностью, год рождения, ученая степень, место работы, контактный телефон).

Редакция не ставит в известность авторов об изменениях и сокращениях рукописи, имеющих редакционный характер и не затрагивающих принципиальных вопросов.

Рукописи статей не возвращаются.

Публикация в журнале бесплатная.

Телефон редакции: (499) 317-86-66.

E-mail: ap.red@yandex.ru