

Àäðãñ â èí òäðí òäð: <http://www.mashin.ru>



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

**Journal of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky
and Academy of Aviation and Aeronautics Sciences**

The journal is issued monthly
Published since August 1998

G.V. NOVOZHILOV –
Editor-in-Chief (Aviation)

A.S. KOROTEYEV –
Editor-in-Chief (Rocket Technology
and Cosmonautics)

L.A. GILBERG –
Deputy Editor-in-Chief

**Editorial
Board Members**

V.V. ALAVERDOV
A.A. ALEKSANDROV
A.P. ALEKSANDROV
A.N. GERASHCHENKO
V.G. DMITRIYEV
A.N. ZELIN
B.I. KATORGIN
P.I. KLIMUK
A.A. LEONOV
V.A. LOPOTA
A.M. MATVEYENKO
S.V. MIKHEYEV
N.F. MOISEEV
A.F. MOROZENKO
F.N. MYASNIKOV
A.N. PERMINOV
M.A. POGOSYAN
G.M. POLISHCHUK
G.G. RAYKUNOV
O.N. RUMYANTSEVA
V.V. TERESHKOVA
I.B. FEDOROV
E.A. FEDOSOV
V.V. KHARTOV
S.L. CHERNYSHEV

**Executive secretaries
of the journal**

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS
Editor Organizer
Î.S. RODZEVICH

**Editorial
Committee**

A.M. MATVEYENKO,
Chairman
O.M. ALIFANOV
N.A. ANFIMOV
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. BEZYZACHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKOV
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOBZEV
V.A. KOMAROV
A.A. KOROTEYEV
V.V. KRYMOV
A.N. KURYLENKO
L.N. LYSENKO
A.P. MANIN
V.A. MENSNIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
V.V. PANOV
K.M. PICHKHADZE
S.S. POZDNYAKOV
V.A. POLETAYEV
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
A.G. SAMUSENKO
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLLOGUB
V.A. SOLOVEV
A.I. TATUEV
B.E. TCHERTOK
V.V. SHALAY
V.A. SHATALOV

CONTENTS

Menshikov V.A., Azarenko L.G. About The Concept Of Commercialization Of Results Of Space Activity	3
Kuznetsov V.I. Work Process Of Bypass Turbojet Engine	8
Bezyazychnyi V.F., Vinogradova O.V., Vinogradov K.A., Lazarev A.A., Ponomarev V.A., Shishkin V.N. Prefection Of The Characteristics Bypass Engines By Methods Of The Structurally-Parametrical Analysis	11
Sysoev V.K., Pichkhadze K.M., Feldman L.I., Arapov E.A. Solar Hybrid Space Balloon Power Station	17
Ustinov G.N. Weight, Size And Rigidity Analysis Of High Pressure Tanks For Light Gas Storage And Transportation	23
Krymov V.V. All For Human Resources	32
Bespalov V.A., Pikalov V.V., Pustovoy N.V. Failure Load Analysis Of Multi-Rivet Lap Joints Taking Into Account Their Nonlinear Behaviour	38
Startsev E.A. Wing Aerodynamic Characteristics And Hull-Wing System Performance At High Subsonic Speeds	47
Semenov M.Yu., Fomina L.P. Measuring Sliding Resistance Of Elements Subjected To Surface Impregnation.	54
Blednova Z.M., Galkin V.V., Protzenko N.A. Bypass The Device With Use Of Materials With Effect Of Memory Of The Form For Maintenance Of Working Capacity Lithium-Ionic Of Storage Batteries (LIAB) Space Purpose	58

The journal is in the list of editions, authorized by the Supreme Certification Committee of the Russian Federation to publish the works of those applying for a scientific degree.

Viewpoints of authors of papers do not necessarily represent the Editorial Staff's opinion.

Post-graduates have not to pay for the publication of articles.

Annotations of magazine articles and features required of author manuscript desing are available at "Mashinostroenie Publishing House" Internet Site <http://www.mashin.ru>

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23
Roscosmos: A.A. VOROBIOV, phone (495) 975-45-86
Ministry of Defence of Russian Federation:
A.V. DROBYSHEVSKIY, phone (495) 696-44-38
Ufa: O.B. SEVERINOVA, phone (3472) 73-07-23
France, Paris: E.L. TCHEHOV, phone (10331) 47-49-28-05

Address of the editorial office: 107076, Moscow, Stromynsky Lane, 4

Phones: (499) 269-48-96; (499) 268-49-69; (499) 268-33-39

Fax: (499) 269-48-97; (499) 268-33-39

E-mail address: polet@mashin.ru

Internet address: <http://www.mashin.ru>

УДК 629.7

О концепции коммерциализации результатов космической деятельности

В.А. Меньшиков, Л.Г. Азаренко

E-mail: niiks@khrunichev.com

Освещены принципиальные вопросы создания концепции коммерциализации результатов космической деятельности. Определены цели и задачи процесса коммерциализации, важнейшие объекты коммерциализации, сформулирован перечень первоочередных мер и мероприятий по реализации коммерциализации сферы оказания космических услуг.

Ключевые слова: концепция; коммерциализация; результаты космической деятельности.

V.A. Menshikov, L.G. Azarenko. About The Concept Of Commercialization Of Results Of Space Activity

The article dwells on the key issues of creating a concept for commercialization of space operations, setting targets and tasks of the commercialization process, defining priorities, and formulating the list of measures to put in action the plan of commercialization of space services.

Key words: concept; commercialization; space operation results.

В первые десятилетия космической эры регулирование в области космических исследований и использования ракетно-космических средств и систем осуществлялось в соответствии с постановлениями ЦК КПСС и Совета Министров СССР, решениями Комиссии Совета Министров по военно-промышленным вопросам и ряда министерств военно-промышленного комплекса. В связи с переходом России к рыночным отношениям и осуществлением конверсии результатов космической деятельности возникла острая необходимость в разработке соответствующих законодательных актов. Жизненно необходимый Федеральный закон "О космической деятельности", направленный на обеспечение правового регулирования космической деятельности в целях развития экономики, науки и техники, укрепления обороны и безопасности России, был принят в 1993 г. (Федеральный закон от 20.8.1993 г. № 5663-1 с изменениями в 1996, 2003, 2004, 2006 и 2008 гг.). Этот закон носит в основном рамочный характер. Для внедрения рыночных отношений в практику космической деятельности в Госдуме РФ в 1997 и 1999 гг. были подготовлены два других законопроекта (закон "О коммерческой космической деятельности", закон "О предпринимательской деятельности в области исследования и использования космического пространства"), которые должны были стать руководством к действию. Однако законы эти не были приняты, судя по результатам их обсуждения, в том числе и в центральной прессе, по причинам слабой проработанности объектов правового регулирования. Они содержали недостаточное количество норм практического характера, много было декларативных статей и отсылок к другим законам. Такая ситуация возникла в силу того, что разработке законов не предшествовали глубокие и комплексные научные исследования и проработки по вопросам внедрения коммерческих начал в практику космической деятельности, на базе которых должны были быть разработаны хорошо аргументированные и сбалансированные концепции упомянутых законов. Необходимость в разработке этих законов сохраняется, однако они нуждаются при этом в наполнении содержательными компонентами, которые должны базироваться на результатах комплексных исследований, прежде всего, экономических процессов и путей коммерциализа-



МЕНЬШИКОВ
Валерий Александрович — генеральный конструктор Многофункциональной космической системы Союзного государства, директор НИИ космических систем им. А.А. Максимова — филиала ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, профессор, доктор техн. наук



АЗАРЕНКО
Людмила Григорьевна — главный научный сотрудник НИИ космических систем им. А.А. Максимова — филиала ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, кандидат эконом. наук

ции результатов космической деятельности в соответствующих предметных областях. В статье рассмотрен опыт формирования основных концептуальных положений, которые могут быть положены в основу разработки проектов будущих базовых законов о коммерциализации космической деятельности и коммерческом использовании результатов (продуктов, услуг, технологий, элементов инфраструктуры и т.п.) космической деятельности. При этом акцент сделан для определенности на услуги, а концептуальные положения будут сформулированы на примере коммерциализации и коммерческого использования сферы оказания космических услуг. В результате повышения уровня характеристик космических средств и систем, расширения их функциональных возможностей и проведения мероприятий по конверсии элементов инфраструктуры ракетно-космических комплексов и результатов их функционирования появился новый производственно-социальный феномен, который логично отнести к категории услуг и назвать космическими услугами. Под космическими услугами следует понимать большой класс услуг (навигационных, связных, мониторинговых и т.п.), формирование и оказание которых основано на использовании результатов функционирования ракетно-космических средств и систем. При этом космические услуги могут быть как производственного, так и социального назначения, вплоть до использования их отдельными индивидуумами.

Как показывает практика, для реализации процессов использования потребителями результатов функционирования космических средств между этими средствами и потребителями должен быть выстроен такой социально-производственный механизм с соответствующим правовым обеспечением, который обеспечивал бы на коммерческой основе превращение результатов работы космических систем в космические услуги со всеми вытекающими отсюда последствиями рыночного характера. Научно обоснованный организационно-экономический облик, функции, структура и принципы практической реализации такого механизма определяются на этапе анализа, изучения, исследования и внедрения в практику процессов коммерциализации результатов космической деятельности.

До настоящего времени не существует единого определения понятия коммерциализации, но во всех вариантах определений есть главное — это внедрение рыночных отношений в определенный вид деятельности, переход в деятельности на

коммерческую основу с целью извлечения прибыли. В известных определениях не показываются пути и не раскрываются организационно-экономические и правовые механизмы перевода деятельности, в частности, космической деятельности, хотя бы частично, на коммерческую основу.

С учетом проведенных исследований под коммерциализацией сферы оказания космических услуг мы понимаем многоплановую научно-организационную деятельность, направленную на создание научно обоснованной методологической базы; правового, экономико-статистического, мониторингового, маркетингового и программно-алгоритмического обеспечения; комплекса аппаратно-телекоммуникационных вычислительных средств, реализующих в совокупности организационно-экономический механизм взаимодействия производителей и потребителей космических услуг на коммерческой основе с учетом получения в результате деятельности соответствующих предприятий как прибыли, так и положительного социально-экономического эффекта, направленного на повышение уровня качества жизни граждан страны. Разработанный в результате коммерциализации организационно-экономический облик предприятия, оказывающего космические услуги, можно считать, образно говоря, интеллектуальной сердцевинкой предприятия или, по существу, основным алгоритмом работы такого предприятия.

Коммерческая космическая деятельность является разновидностью космической деятельности, точнее говоря, ее частью, которая регулируется в известной степени законом "О космической деятельности". Коммерческую космическую деятельность можно определить как деятельность в области использования космических средств физическими и юридическими лицами в целях извлечения прибыли в рамках нормативно-правового законодательства. Опыт показывает, что наиболее рационально реализацию коммерческой космической деятельности осуществлять на научно-методической, организационно-экономической, правовой и программно-аппаратной базе, создаваемой на этапе коммерциализации деятельности предприятий и организаций, реализующих, в частности, космические услуги. В связи с этим уместно подчеркнуть, что деятельность по коммерциализации предприятия должна предшествовать его полномасштабной коммерческой деятельности. Тогда это об-

стоятельство будет способствовать успеху коммерческой деятельности. При этом коммерциализация деятельности государственного предприятия или части его может быть этапом подготовки, прологом к его приватизации или расширению рамок его деятельности применительно к рыночным условиям.

В первые десятилетия космической эры все элементы космической инфраструктуры создавались на бюджетные средства, принадлежали государству, а космическая деятельность регулировалась государственными структурами. При наличии же рыночных отношений появляются возможности проявления частной инициативы, предпринимательства, включая участие частного капитала в космической деятельности. Совершенно очевидно, что для участия государственных предприятий, работавших ранее лишь на бюджетной основе, в этом процессе требуется серьезная перестройка их деятельности. Именно такие функции успешно могут быть выполнены в процессе коммерциализации. При этом наряду с использованием общих подходов могут быть учтены и особенности конкретного предприятия с учетом вида выполняемых работ. После внедрения в деятельность предприятий предложений по коммерциализации они могут использовать внебюджетные средства, получать соответствующую прибыль, что в конечном итоге способствует облегчению нагрузки на бюджет.

Вторым не менее важным обстоятельством является то, что частная инициатива и коммерческая деятельность существенно ускоряют процессы реализации результатов космической деятельности в форме производственных и потребительских услуг.

Основными целями коммерциализации сферы оказания космических услуг являются:

- ускорение процессов внедрения в жизнь результатов космической деятельности;

- снижение нагрузки на бюджет за счет получаемой прибыли от использования космических услуг;

- разработка предложений по созданию организационно-экономического механизма взаимодействия производителей и потребителей космических услуг на коммерческой основе;

- использование известных преимуществ частного предпринимательства с учетом привлечения внебюджетных средств.

Как вытекает из анализа существующей правовой базы и выполненных исследований, в ос-

нову проведения коммерциализации необходимо положить следующие соображения принципиального характера:

- коммерциализация должна проводиться заблаговременно и быть опережающей;

- коммерческая деятельность должна способствовать развитию космических исследований и внедрению в практику результатов космической деятельности;

- коммерциализация и коммерческая деятельность не должны наносить ущерба безопасности страны;

- при отборе конкурсных космических проектов при прочих равных или близких условиях предпочтение следует отдавать российским предпринимателям;

- коммерциализацию необходимо осуществлять с использованием системного и синергетического подхода;

- коммерческие предприятия по оказанию определенных видов космических услуг, организуемые после работ по коммерциализации, должны иметь всесторонние деловые связи с крупными предприятиями (как правило, государственными), которые владеют инфраструктурой космических услуг и способны формировать их;

- при проведении коммерциализации необходимо учитывать требования антимонопольного законодательства, а также строго соблюдать право работников на результаты интеллектуальной деятельности с учетом выплаты вознаграждений за их использование;

- необходимо обеспечить создание условий для преобразования отдельных видов космических услуг (или, в более общем виде, отдельных направлений космической деятельности) в прибыльный сектор экономики и для обеспечения таким образом частичной компенсации затрат из госбюджета на осуществление космической деятельности.

Объектами коммерциализации могут быть, как правило, малые или средние самостоятельные предприятия, которые отпочковались от крупных предприятий космической отрасли или являются их дочерними структурами. Упомянутые предприятия должны иметь лицензии на космическую деятельность, полученные от уполномоченных государственных органов, в частности, от Федерального космического агентства. Деятельность предприятий может быть направлена на оказание одного или нескольких видов косми-

ческих услуг (пусковых, связных, навигационных, картографических, геодезических, мониторинговых, гидрометеорологических и т.д.) или на разработку, испытание или эксплуатацию элементов и средств инфраструктуры по оказанию космических услуг. После внедрения предложений и рекомендаций, выработанных в процессе коммерциализации, эти предприятия должны быть не только прибыльными, но и приносить в жизнь граждан социально значимый эффект, повышая этим самым качество жизни всего социума страны. Естественно, что за предпринимательской космической деятельностью предприятий должен осуществляться государственный контроль, а также должна осуществляться координация их действий во внешнеэкономической деятельности по вопросам экспорта материалов и технологий, применяемых при создании ракетного оружия, а также по вопросам поставки товаров и услуг двойного назначения.

Главная задача коммерциализации состоит в преобразовании предприятия, работающего на бюджетной основе, в предприятие, успешно работающее на коммерческой основе. Для этого надо решить целый комплекс разноплановых задач. Как показали результаты исследований, задачи по решению вопросов коммерциализации имеют иерархическую структуру. В связи с этим можно выделить задачи таких иерархических уровней, как государственный, региональный и муниципальный. На каждом из этих уровней задачи имеют свою специфику и особенности, но все они нацелены на создание методического, правового, финансового, материально-технического, программно-алгоритмического, аппаратно-вычислительного обеспечения, обладающего функциональными возможностями организации максимально прибыльного предприятия по оказанию космических услуг, работающего на коммерческой основе, не упуская при этом из вида получения также социально значимого эффекта. Подобные задачи должны ставиться в соответствующих технических заданиях, как правило, государственными, региональными или муниципальными органами совместно с соответствующими крупными предприятиями ракетно-космической отрасли.

В результате выполнения работ, входящих в состав сформированного комплекса, бюджетное предприятие сферы оказания космических услуг будет переведено на коммерческую основу функ-

ционирования. Одновременно результаты таких работ могут служить научно-методической основой для создания новых предприятий, работающих на коммерческой основе. Таким образом, должно быть создано обеспечение разнопланового характера, необходимое для перевода предприятий на коммерческую форму работы или для создания новых предприятий в сфере оказания космических услуг. При этом в комплексе работ целесообразно выделить целый ряд групп работ научно-методического, экономико-статистического, информационного, правового, организационного и научно-технического характера.

Перечень первоочередных работ, подлежащих выполнению при коммерциализации сферы космических услуг, прежде всего в области формирования экономических процессов и эффективного управления ими:

- информационно-экономическое обследование предприятия;

- проведение маркетингового анализа и определение ожидаемого объема рынка сбыта космических услуг;

- построение организационно-информационно-экономической структуры перспективного предприятия с учетом требований существующего законодательства;

- разработка алгоритмического и программного обеспечения оценки показателей экономических процессов, качества и эффективности космических услуг;

- разработка экспертно-аналитических процедур адаптивно-оптимального ценообразования в сфере оказания космических услуг в условиях естественных вариаций конъюнктуры рынка;

- разработка графоаналитических моделей экономических процессов предприятия сферы оказания космических услуг;

- разработка программно-алгоритмического обеспечения поиска оптимальных параметров и структур экономико-производственного механизма формирования и оказания космических услуг;

- создание программно-алгоритмического обеспечения для решения неформальных задач по выработке управленческих решений в условиях неполной информации;

- создание баз данных и баз знаний в рамках предметной области работы предприятия и сферы оказания космических услуг;

- построение экспертной системы как инструмента интеллектуальной поддержки при управ-

лении предприятиями в сфере оказания космических услуг;

формулирование оптимизационных задач и создание программно-алгоритмического обеспечения для их решения в интересах обеспечения эффективной работы предприятия;

разработка структуры и формирование программно-алгоритмического комплекса, на котором реализуется работа программно-алгоритмической системы, обеспечивающей компьютерную поддержку адаптивно-оптимального управления экономическими процессами на предприятии в условиях рыночных отношений с изменяющейся конъюнктурой;

разработка экспертно-алгоритмического и программного обеспечения оценки ожидаемого эффекта от использования космических услуг и автоматизированных средств управления коммерческой деятельностью.

В итоге выполнения приведенного перечня научно-методических работ могут быть созданы программно-алгоритмические комплексы (хардвер) и программно-алгоритмическое обеспечение (софтвер), которые в совокупности способны обеспечить информацию и автоматизацию, по крайней мере, всех экономических и управленческих процессов на предприятии, переводимом на коммерческий режим работы. Финансирование упомянутых работ в зависимости от ситуации может быть осуществлено одним из органов иерархии государственного управления, крупным предприятием ракетно-космического профиля (по кредиту малого предприятия в счет будущей прибыли или на основе долевого участия сторон). Надо полагать, что в дальнейшем при широком развертывании предприятий по оказанию космических услуг будут созданы базовые (типовые) продукты научно-методического обеспечения, которые будут использоваться при создании новых или при переориентации и модернизации существующих предприятий.

Организация перевода предприятия на коммерческие рельсы или создание нового предприятия должны начинаться, очевидно, с назначения соответствующим директивным органом руководителя предприятия, который по определению должен комплектовать кадровый состав специалистов в соответствии со структурой предприятия. Заблаговременно разработанное и адап-

тированное методическое обеспечение, необходимое для решения всех основных задач коммерческой деятельности предприятия, штатные специалисты смогут использовать в своей практической работе. Этим последним этапом заканчиваются все процессы коммерциализации предприятия. Ожидаемый эффект от коммерциализации можно выразить количественно (в виде повышения прибыли предприятия) и качественно (в виде повышения качества, эффективности работы сотрудников). Но не меньшую значимость и ценность представляет использование гражданами космических услуг, наличие которых во многих случаях существенно повышает качество жизни людей и расширяет их возможности в различных аспектах жизнедеятельности.

Таким образом, коммерциализация — это комплекс сложных, многоплановых и наукоемких взаимосвязанных процессов и работ, носящих междисциплинарный характер. Разработка и внедрение предложенного перечня научно-методического обеспечения позволяет осуществить эффективную работу предприятия в коммерческом режиме. Материалы данной концепции могут быть использованы для наполнения конкретным содержанием уточненных вариантов будущих проектов законов о коммерциализации космической деятельности и о предпринимательской деятельности в области космических исследований, актуальность принятия которых со временем только возрастает. Это обстоятельство позволяет, как нам представляется, подготовить более адекватные проекты упомянутых законодательных актов, которые в первых вариантах носили, в основном декларативный и отсылочный характер, и сформировать в итоге правовые механизмы, в которых нуждается практическая деятельность в сфере оказания космических услуг.

Авторы: В.А. Меньшиков, М.И. Макаров, С.В. Пушкарский

1. Меньшиков В.А., Макаров М.И., Пушкарский С.В. Многофункциональная космическая система Союзного государства. М., НИИ КС, 2007. 480 с.

2. Меньшиков В.А., Пушкарский С.В., Радков А.В. Инициация проекта создания Международной аэрокосмической системы мониторинга глобальных явлений. Материалы VI научно-технической конференции "Системы наблюдения, мониторинга и ДЗЗ". М., МНТОРЭС им. А.С. Попова, 2009. С. 42–49.

3. Меньшиков В.А., Пушкарский С.В. Социально-экономическая значимость МФКС и перспективы ее развития // Интеграл. 2007. № 2.



КУЗНЕЦОВ
Виктор Иванович —
профессор
Омского государственного
технического университета,
доктор техн. наук

Рабочий процесс двухконтурного турбореактивного двигателя

В.И. Кузнецов

E-mail: info@imgtu.ru

Математическая модель рабочего процесса двухконтурного турбореактивного двигателя не замкнута. Выведено уравнение, которое замыкает математическую модель ТРДД и позволяет рассчитывать все характеристики без привлечения законов регулирования.

Ключевые слова: двухконтурный турбореактивный двигатель; рабочий процесс; уравнение баланса энергий.

V.I. Kuznetsov. Work Process Of Bypass Turbojet Engine

Provided that there is no closed-loop mathematical model of the work process of the bypass turbojet engine, the article offers an equation, which allows setting it up and calculating all characteristics without using the control laws.

Key words: bypass turbojet engine; work proces; power balance equation.

Как известно из математики, незамкнутая математическая модель имеет бесконечное множество решений. Для нахождения некоторых из них применяют различные законы регулирования [1]. Для поддержания работы турбореактивного двухконтурного двигателя ТРДД с заданным законом регулирования используется следующее:

- поворот направляющих аппаратов компрессора;
- изменение подачи топлива в камеру сгорания;
- изменение площади проходного сечения соплового аппарата турбины;
- изменение площади критического сечения и площади среза реактивного сопла.

Рассчитать характеристики ТРДД при неизменной геометрии проточной части невозможно из-за того, что математическая модель, описывающая рабочий процесс ТРДД, не замкнута. Здесь сделана попытка описать рабочий процесс ТРДД замкнутой математической моделью.

Анализ системы уравнений, описывающих рабочий процесс ТРДД, показал, что нет связующего звена между всеми удельными работами, которые совершаются при движении газа по газозовоздушному тракту ТРДД. Для его нахождения можно применить известное уравнение, которое устанавливает связь между затраченной и полезной работой с учетом гидравлических потерь по газозовоздушному тракту ТРДД [2]:

$$l_3 = l_{\pi} + l_{г.п}, \quad (1)$$

где l_3 — затраченная удельная работа; l_{π} — полезная удельная работа; $l_{г.п}$ — удельная работа, затрачиваемая на преодоление гидравлических сопротивле-

ний и тепловые потери за счет разности статистических температур газа реактивной струи и окружающей среды.

Рассматривается ТРДД без смешения потоков газа первого и второго контуров (рис. 1).

В случае ТРДД к затраченной работе можно отнести удельные работы набегающего потока воздуха L_V , турбины компрессора $L_{Т.К}$, турбины вентилятора $L_{Т.В}$, стартера $L_{СТ}$ и топлива Q_T или $q_T H_u$.

К полезной удельной работе относятся удельные работы вентилятора L_V , компрессора L_K и удельная работа реактивного сопла первого контура $L_{p.cI}$ и второго контура $L_{p.cII}$.

С учетом изложенного уравнение (1) баланса удельных работ (Дж/кг) по газоздушному тракту для ТРДД без смешения потоков можно представить в следующем виде:

$$(m+1)L_V + L_{ТВД} + L_{ТНД} + L_{СТ} + q_T H_u = \\ = (m+1)L_{КНД} + L_{КВД} + L_M + L_{cI} + mL_{cII} + L_{RSI} + \\ + mL_{RSII} + i_{cI} + m_{cII} - (m+1)i_n, \quad (2)$$

где $L_{ТВД} = C_p T_K^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{ТВД}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right) \eta_{ТВД}$ — удельная работа турбины высокого давления (ТВД);

$L_{ТНД} = C_p T_{ТВД}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{ТНД}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right) \eta_{ТНД}$ — удельная

работа турбины низкого давления (ТНД); $m = G_{bII}/G_{bI}$ — степень двухконтурности ТРДД; G_b , кг/с — расход воздуха; L_V , Н·м/кг — удельная работа набегающего воздушного потока; $L_{СТ}$, Н·м/кг — удельная работа стартера; $q_T H_u$, Н·м/кг — удельная энергия, выделяемая в камере сгорания первого (внутреннего) контура за счет химической реакции горения керосина;

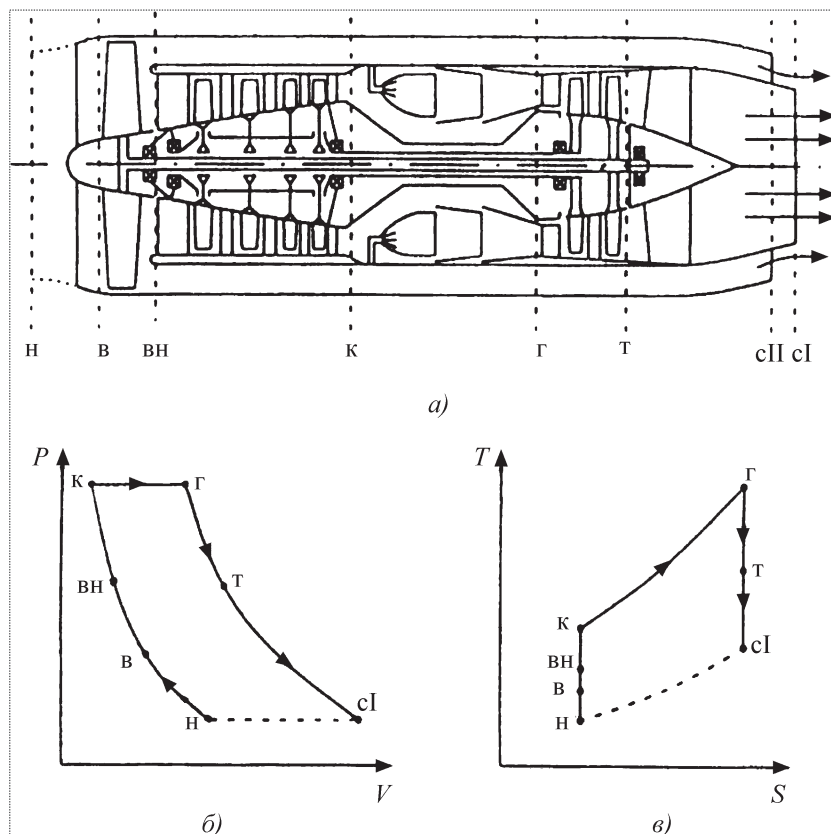


Схема (а) и термодинамический цикл ТРДД в координатах $P-V$ (б) и $T-S$ (в)

$L_{КНД} = C_p T_B^* \left(\pi_{КНД}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{КНД}}$ — удельная ра-

бота, потребляемая вентилятором (компрессором низкого давления (КНД));

$L_{КВД} = C_p T_{КНД}^* \left(\pi_{КВД}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{КВД}}$ — удельная

работа, потребляемая компрессором высокого давления (КВД); $L_{cI} = C_p T_T^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{cI}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right)$ —

удельная энергия, идущая на создание реактивной тяги сопла I (внутреннего) контура;

$L_{cII} = C_p T_B^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{cII}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right)$ — удельная энергия,

идущая на создание реактивной тяги сопла II (наружного) контура; $L_{RSI} = C_{cI} (1 - \delta \epsilon)$ — удельная работа, затрачиваемая на преодоление гидравлических сопротивлений по газоздушному тракту I (внутреннего) контура;

Совершенствование характеристик ГТД методами структурно-параметрического анализа

Безъязычный Вячеслав Феокистович – заведующий кафедрой Рыбинской авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева, профессор, доктор техн. наук; **Виноградова Ольга Владимировна** – доцент Рыбинской авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева, кандидат техн. наук; **Виноградов Кирилл Андреевич** – студент 4-го курса Рыбинской авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева; **Лазарев Алексей Алексеевич** – аспирант Рыбинской авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева; **Пономарев Владимир Алексеевич** – доцент Рыбинской авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева, кандидат техн. наук; **Шишкин Владимир Никифорович** – профессор Рыбинской авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева, доктор техн. наук

E-mail: ov_vinogradova@mail.ru

Предложена информационная технология построения и использования структурно-параметрической модели семейства двухконтурных ГТД в некоторых задачах модифицирования конструкций ГТД. Показано, что за счет сравнительно несложных доработок геометрии элементов проточной части серийного двигателя могут быть существенно повышены его эксплуатационные характеристики.

Ключевые слова: информационная технология; структурно-параметрическая модель; главные компоненты.

V.F. Bezyàzychnyi, O.V. Vinogradova, K.A. Vinogradov, A.A. Lazarev, V.A. Ponomarev, V.N. Shishkin.
Perfection Of The Characteristics Bypass Engines By Methods Of The Structurally-Parametrical Analysis

The information technology of construction and use of structured-parametric model of family bypass engines is offered in some problems of modifying of their designs. It is shown, that at the expense of rather simple completions geometry of elements of a flowing part of the serial engine its operational characteristics can be essentially increased.

Key words: information technology; structured-parametric model; the main components.

В настоящее время можно выделить пять поколений (I-V) авиационных ГТД. Причем каждое последующее поколение – это качественно более высокий уровень технического совершенства, обеспечиваемый путем широкого внедрения достижений науки и техники в области авиадвигателестроения.

Одним из основных факторов повышения эффективности воздушно-реактивных двигателей является увеличение термического КПД и удельной работы термодинамического цикла путем реализации высоких значений температуры газа перед турбиной T_g^* и целесообразной степени повышения давления в компрессоре $\pi_{k\Sigma}^*$ в зависимости от требований, предъявляемых к двигателю летательного аппарата.

На рис. 1. показана связь между ростом T_g^* и повышением $\pi_{k\Sigma}^*$ для пяти поколений ТРД и

ТРДД для дозвуковых самолетов (высота полета $H_n = 0$; число Маха полета $M_n = 0$) [1].

За прошедшие 65 лет удельный расход топлива на крейсерском режиме уменьшился в 2,5 раза. Снижение удельного расхода топлива, являющегося одной из основных характеристик для пассажирских и транспортных самолетов, достигается за счет роста T_g^* , $\pi_{k\Sigma}^*$ и степени двухконтурности m от поколения к поколению. Суммарная степень повышения полного давления в компрессоре выросла в 14 раз, а температура газа перед турбиной – в 2 раза. Двухконтурность выросла от 0 у ТРД до 14,8 у ТВВД с закапотированным винтовентилятором.

В рамках создания научно-технического задела ведутся дорогостоящие работы по повышению КПД основных узлов двигателя и уменьшению потерь по газозвдушному тракту двигате-

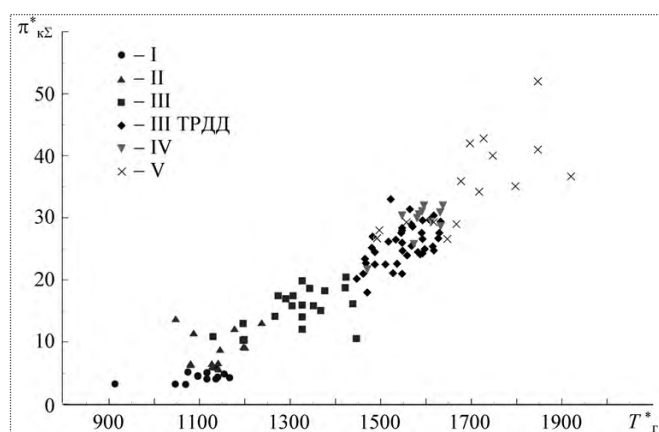


Рис. 1. Зависимость $\pi_{к\Sigma}^*$ от $T_{г}^*$ для ТРД и ТРДД пяти поколений

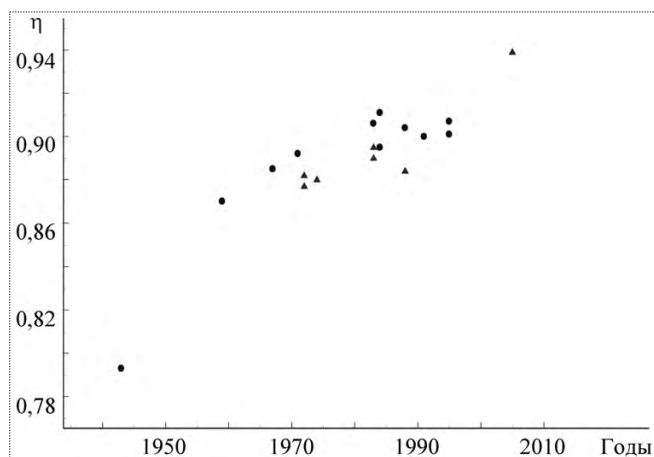


Рис. 2. Рост политропических КПД компрессора высокого давления (•) и одноступенчатого вентилятора ТРДД (▲) по годам сертификации двигателя

ля. Политропический КПД η компрессора высокого давления вырос с 0,79 до 0,91 (рост 0,29 % в год с 1943 по 1984 г.). В то же время с середины 1980-х гг. политропический КПД компрессора высокого давления практически не увеличивается. Политропический КПД одноступенчатого вентилятора ТРДД увеличивался на 0,19 % в год. Увеличение η связано с разработкой широкохордных стреловидных лопаток без бандажной полки (рис. 2).

Однако начиная с IV поколения двигателей удельный расход топлива $C_{R_{кр}}$ практически не зависит от проектных параметров (рис. 3, 4) и года выпуска (рис. 5).

Расходы на разработку двигателей следующего поколения всегда больше (с учетом государствен-

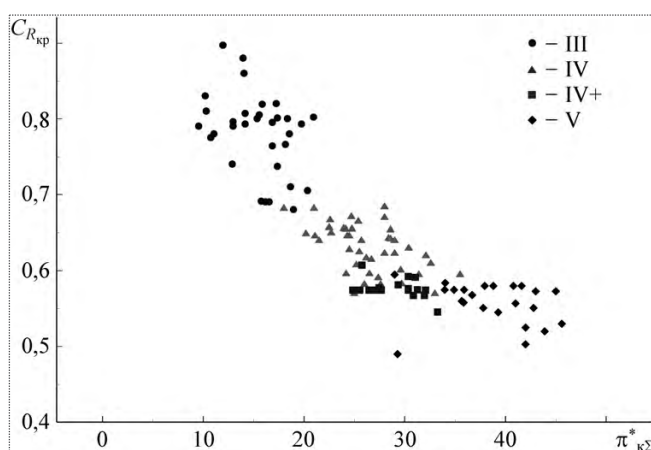


Рис. 3. Зависимость удельного расхода топлива $C_{R_{кр}}$ от суммарной степени повышения полного давления ($H_{п} = 11$ км; $M_{п} = 0,8$)

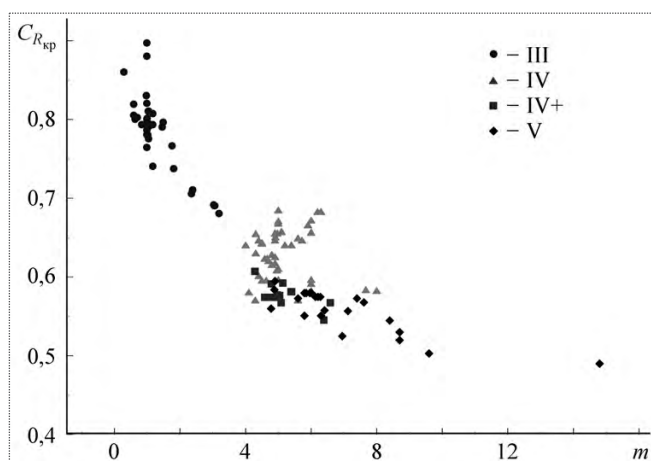


Рис. 4. Зависимость удельного расхода топлива $C_{R_{кр}}$ от степени двухконтурности m ($H_{п} = 11$ км; $M_{п} = 0,8$)

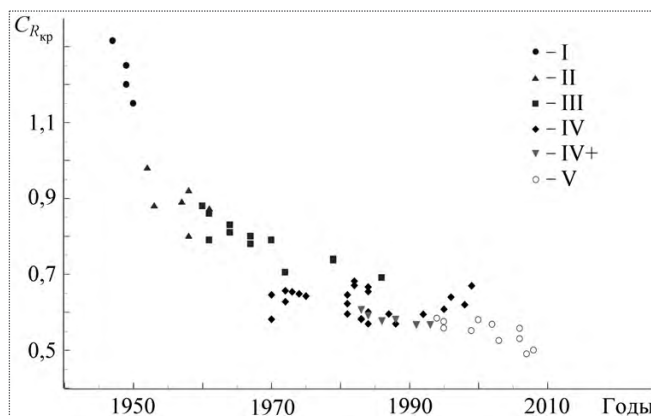


Рис. 5. Изменение удельного расхода топлива по годам сертификации и государственных испытаний двигателей ($H_{п} = 11$ км; $M_{п} = 0,8$)

Таблица 1

Снижение относительного удельного расхода топлива на крейсерском режиме полета ($H_n = 11$ км; $M_n = 0,8$) в зависимости от поколения ГТД

Поколение ГТД	$\bar{C}_{R_{кр}} = C_{R_i} / C_{R_{i=1}}, \%$	$\bar{C}_{R_{кр}} = C_{R_i} / C_{R_{i-1}}, \%$
II	100	100
III	86...89	86...89
IV	66...72	78...80
V	59...60	83...90

ного финансирования создания научно-технического задела). В табл. 1 показано относительное уменьшение удельного расхода топлива на крейсерском режиме полета при переходе от поколения $i - 1$ к поколению i ($C_{R_{i=1}}$ — удельный расход топлива двигателя первого поколения). В пятом поколении авиационных ГТД достигнуто уменьшение $C_{R_{кр}}$ на 10...17 % против четвертого, в то время как четвертое поколение отличается меньшим $C_{R_{кр}}$ на 20...22 % по сравнению с третьим поколением.

Актуальной проблемой является повышение эксплуатационных характеристик двигателей за счет рационального перепрофилирования некоторых элементов проточной части (разделителя потоков, затурбинного обтекателя, профилей межтурбинных переходных каналов и т.д.), коррекции углов установки лопаток по тракту компрессора и турбины. Минимальная доработка конструкции двигателя, ее эволюционное модифицирование при относительно небольших улучшениях многих отдельных узлов могут дать значительный эффект [2].

Рассмотрим пример. В качестве информации о геометрии проточной части ГТД выберем чертежные координаты наружных и внутренних контуров компрессора низкого давления

(КНД), разделителя, контура компрессора высокого давления (КВД), контура турбины, контура выходного устройства и др. (рис. 6).

Для сокращения количества входных переменных проведем сжатие информации о геометрии элементов проточной части методом главных компонент. Этот метод позволяет перейти от многомерной матрицы N данных о координатах профилей элементов газозвдушно-го тракта различных двигателей с сильно коррелирующими столбцами к двух-, четырехмерной ортогональной матрице U путем линейного преобразования

$$U = FX,$$

где F — матрица собственных векторов корреляционной матрицы, построенной на вектор-столбцах матрицы X .

В результате получим матрицы главных компонент каждого рассматриваемого элемента геометрии проточной части.

В качестве выходных переменных целевых функций могут рассматриваться основные параметры ГТД: тяга, расход топлива и др.

Далее между входными и выходными переменными устанавливаются структурно-парамет-

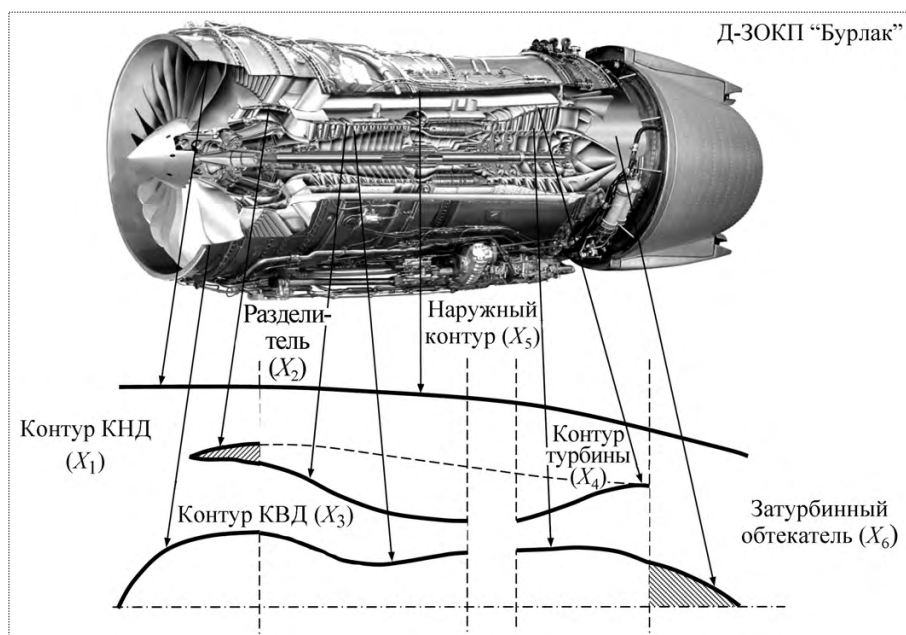


Рис. 6. Стилизованная схема элементов проточной части двухконтурного ГТД

рические функциональные соотношения, позволяющие решать ряд экстремальных задач, связанных с модифицированием конкретного изделия. Рассмотрим некоторые из них.

Составим матрицу входных переменных для девяти двухконтурных ГТД. В табл. 2 схематично приведены параметры X , потенциально влияющие на значения целевых функций: ($U_1...U_4$ — главные компоненты проточной части компрессора низкого давления; L_1 — длина проточной части компрессора низкого давления; $V_1...V_3$ — главные компоненты разделителя; L_2 — длина разделителя; $W_1...W_3$ — главные компоненты проточной части компрессора высокого давления; L_3 — длина проточной части компрессора высокого давления; $Q_1...Q_3$ — главные компоненты проточной части турбины; L_4 — длина проточной части турбины; $S_1...S_5$ — главные компоненты выходного устройства; L_5 — длина выходного устройства; $T_1...T_4$ — главные компоненты кока; L_6 — длина кока; n — наличие или отсутствие дожига; d — наличие или отсутствие реверса; n_1, n_2, n_3, n_4 — число ступеней).

Структура матрицы входных переменных

КНД				Разделитель				КВД				Турбина			
U_1	...	U_4	L_1	V_1	...	V_3	L_2	W_1	...	W_3	L_3	Q_1	...	Q_3	L_4
X_1	...	X_4	X_5	X_6	...	X_8	X_9	X_{10}	...	X_{12}	X_{13}	X_{14}	...	X_{16}	X_{17}
Выходное устройство				Кок				До-жиг	Ре-верс	Число ступеней					
S_1	...	S_5	L_5	T_1	...	T_4	L_6	n	d	n_1	n_2	n_3	n_4		
X_{18}	...	X_{22}	X_{23}	X_{24}	...	X_{27}	X_{28}	X_{29}	X_{30}	X_{31}	X_{32}	X_{33}	X_{34}		

Методами структурно-параметрического анализа между целевыми функциями Y_1 (тяга P), Y_2 (расход топлива G_T) и входными переменными X получены следующие функциональные соотношения:

$$Y_1 = P = a_0 + a_1 Z_1 - a_2 Z_2 + a_3 Z_3; \quad R = 0,994;$$

$$Z_1 = \frac{S_1 U_2}{n_4}; \quad Z_2 = \frac{S_1 L_3}{L_2 T_1}; \quad Z_3 = \frac{L_1 W_1}{L_5 W_2};$$

$$Y_2 = G_T = b_0 + b_1 Z_4 + b_2 Z_5 - b_3 Z_6; \quad R = 0,986;$$

$$Z_4 = \frac{T_1 L_6 W_1}{Q_1 n_3}; \quad Z_5 = \frac{L_5 L_3}{L_6 V_2}; \quad Z_6 = \frac{Q_1 L_4 L_2}{n_4 V_3},$$

где $a_0, a_1 \dots$ и $b_0, b_1 \dots$ — коэффициенты уравнений регрессии; R — коэффициент множественной корреляции.

В найденные структурные факторы $Z_1...Z_6$ для каждого уравнения связи (по три в каждом уравнении) в различных комбинациях входят практически все входные переменные. При полученных высоких значениях коэффициентов множественной корреляции R это означает, что включение во входное описание главных компонент элементов геометрии проточной части и качественных признаков является состоятельным.

Эффективность и несмещенность прогнозных

Таблица 2

оценок эксплуатационных характеристик двигателей при различных их модификациях может быть повышена за счет введения более подробных входных описаний (параметров камеры сгорания, характеристик геометрии смесителей и др.). Уже при данном уровне параметризации объекта исследования становится ясно, что система функциональных соотношений между рассматриваемыми параметрами является мультипликативной. При этом господствующи-

ми оказываются эффекты взаимодействия между переменными: изменение влияния одних из них происходит при каком-либо изменении значений других. Парциальное, независимое влияние параметров отсутствует, "улучшение" одного из элементов проточной части требует оптимальной коррекции геометрии другого. Информация о

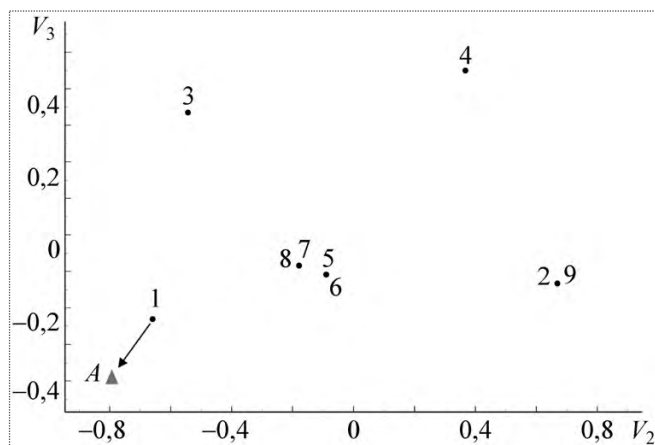


Рис. 7. Распределение двух главных компонент геометрии разделителей

том, какие из рассматриваемых элементов при этом могут быть затронуты, содержится в структуре самих уравнений связи.

Согласно выявленным взаимосвязям параметров одним из возможных сценариев совершенствования характеристик ГТД является изменение геометрии разделителя в целях повышения экономичности двигателя. При данной постановке задачи для этого достаточно найти новые значения компонент геометрии этого узла, обеспечивающие снижение расхода топлива при сохранении тяги. В качестве исходного (базового) выберем двигатель 1. Здесь компоненты разделителя, входящие в уравнения связи, имеют следующие значения: $X_7 = V_2 = -0,6518$; $X_8 = V_3 = -0,2101$.

Зададимся требуемыми значениями целевых функций. Тягу примем равной исходной, а желаемый расход топлива уменьшим на 10 %.

Методом глобального случайного поиска с направляющим конусом найдем новые значения параметров X_7 и X_8 . Получим $V_2 = -0,8023$; $V_3 = -0,3843$.

На рис. 7 приведено распределение двух главных компонент геометрии разделителей. Номера точек соответствуют номерам анализируемых двигателей.

Совпадение координат компонент геометрии свидетельствует о совпадении геометрии профилей разделителей. В частности, разделители двигателей 2 и 9, 5 и 6, 7 и 8 одинаковы по размерам. Геометрия разделителя первого двигателя – особенная. Стрелкой на рис. 7 указано направление перехода формы разделителя первого двигателя к новой геометрии (компонента V_{23} , точка A). Стрелка направлена в сторону от разнообразия геометрии рассматриваемого семейства двигателей.

На рис. 8 приведен пример изменения геометрии разделителя относительно исходного варианта за один шаг в градиентном направлении снижения расхода топлива серийного двигателя.

Полученный перспективный неканонический вариант геометрии разделителя является результатом "смешивания" конструкций разделителей девяти различных двигателей.

Численно оценить возможное уменьшение удельного расхода топлива за счет рационального перепрофилирования можно с помощью коэффициентов влияния [3]. В табл. 3, 4 приведены результаты такого оценочного расчета, полученного при обработке экспериментальных данных. Здесь σ – коэффициент восстановления полного давления (отношение полного давления рабочего тела на выходе из узла к полному давлению на входе); $\sigma_{\text{перех}}$ – коэффициент восстановления

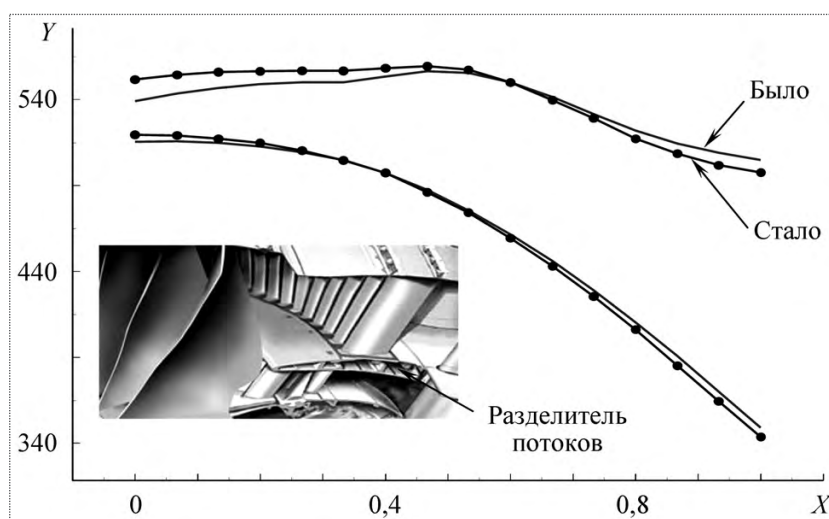


Рис. 8. Изменение геометрии разделителя за один рабочий шаг в градиентном направлении

Таблица 3

Возможное уменьшение расхода топлива за счет рационального профилирования

Изменяемый параметр	$\sigma_{\text{перех}}$	σ_{II}	$\sigma_{\text{т.н.д}}$	$\sigma_{\text{см1}}$	$\sigma_{\text{см2}}$	$\sigma_{\text{см}}$
Приращение коэффициента восстановления полного давления, %	0,5	0,5	0,5	0,1	0,1	0,3
Изменение удельного расхода топлива, %	-0,15	-0,51	-0,27	-0,06	-0,10	-0,35

Таблица 4

Возможное уменьшение расхода топлива путем увеличения КПД вентилятора и двух каскадов компрессора

Изменяемый параметр	Вентилятор	Компрессор низкого давления	Компрессор высокого давления
Приращение КПД, %	1	1	1
Изменение удельного расхода топлива, %	-0,56	-0,25	-0,70

полного давления в переходном канале между КНД и КВД; σ_{II} — коэффициент восстановления полного давления в канале второго контура ТРДД; $\sigma_{\text{т.н.д}}$ — коэффициент восстановления полного давления в переходном канале между турбинами высокого и низкого давления ТРДД; $\sigma_{\text{см1}}$ — коэффициент восстановления полного давления на входе в камеру смешения в первом контуре ТРДД; $\sigma_{\text{см2}}$ — коэффициент восстановления полного давления на входе в камеру смешения во втором контуре ТРДД; $\sigma_{\text{см}}$ — коэффициент восстановления полного давления в камере смешения ТРДД.

Суммарное уменьшение удельного расхода топлива при увеличении коэффициента восстановления полного давления на всех участках проточной части за счет использования оптимального профилирования (см. табл. 3) составляет 1,44 %. Суммарное уменьшение удельного расхода топлива при увеличении КПД вентилятора, КНД и КВД каждого на 1 % составляет 1,51 % (см. табл. 4).

Сравнивая результаты, приведенные в табл. 3, 4, видим, что суммарное снижение удельного

расхода топлива в обоих случаях приблизительно одинаковое.

Таким образом, предложенная информационная технология построения структурно-параметрической модели семейства двухконтурных ГТД в задачах модифицирования их конструкций позволяет за счет сравнительно несложных доработок геометрии элементов проточной части двигателей существенно повысить их эксплуатационные характеристики.

Абстрактная информация

1. Ремизов А.Е., Пономарев В.А. Формирование облика проточной части базового ТРДД семейства на ранней стадии проектирования. Рыбинск: Изд. РГАТА, 2008. 172 с.

2. Безъязычный В.Ф., Буров М.Н., Виноградова О.В., Лазарев А.А., Фаррахов Ф.А., Шишкин В.Н. О компьютерной информационной технологии модифицирования геометрии проточной части серийного ГТД // Вестник РГАТА. 2007. № 1 (11) С. 373–376.

3. Черкез А.Я. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. М.: Машиностроение, 1975. 360 с.

УДК. 629.78:621.31

Солнечная гибридная аэростатно-космическая электростанция

**В.К. Сысоев, К.М. Пичхадзе, Л.И. Фельдман,
Е.А. Арапов**

E-mail: sysoev@laspace.ru

Рассматривается схема реализации солнечной электростанции в виде гибридной аэростатно-космической структуры. Электростанция состоит из двух компонентов: демонстрационной космической солнечной электростанции с лазерным каналом передачи энергии и привязного аэростата с размещенными на нем большегабаритными фотоприемниками.

Ключевые слова: солнечная космическая электростанция; гибридная аэростатно-космическая электростанция; демонстрационная космическая электростанция; аэростат; фотопреобразователь; лазерный канал передачи энергии.

V.K. Sysoev, K.M. Pichkhadze, L.I. Feldman, E.A. Arapov. Solar Hybrid Space Balloon Power Station

This article contains the description of realization scheme of solar power station as hybrid space balloon structure. This power station consist of two parts: demonstration space solar power station with laser channel for energy transmission and captive balloon equipped with large-scale photo receivers.

Key words: space solar power station; hybrid space balloon power station; demonstration space power station; air balloon; photo converters; laser power transmission.

Путь к созданию прототипа промышленной космической солнечной электростанции мощностью более 1 ГВт представляет собой цепь поиска общих схемных решений ее реализации и последовательных шагов в развитии технологии оптоэлектронных и космических средств: создания высокоэффективных фотоприемных устройств, преобразующих солнечное излучение в электроэнергию, высокоэффективного канала передачи энергии (варианты в виде использования СВЧ или лазерного излучения), высокоэффективных наземных систем преобразования СВЧ или лазерного излучения в электроэнергию, большегабаритных высокостабильных трансформируемых в космосе конструкций; разработки систем управления космического и аэростатного сегментов и, конечно, проведения демонстрационных космических испытаний всей космическо-наземной структуры такой электростанции.

Существует достаточно большое число проектов космических солнечных электростанций [1–4], однако детальный анализ этих проектов показывает невозможность их реализации в настоящее время из-за гигантских массогабаритных параметров (размеры 10×10 км и масса более 5000 т). В ряде проектов предлагается создавать демонстрационные космические электростанции, в которых были бы реализованы основные технические системы будущих промышленных космических электростанций [2, 3]. Однако и в этих проектах су-



СЫСОЕВ

Валентин Константинович — заместитель директора Центра проектирования космических систем ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, доктор техн. наук



ПИЧХАДЗЕ

Константин Михайлович — первый заместитель генерального конструктора и генерального директора ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, профессор, доктор техн. наук



ФЕЛЬДМАН

Леонид Иосифович — ведущий специалист ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина



АРАПОВ

Евгений Александрович — аспирант ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина

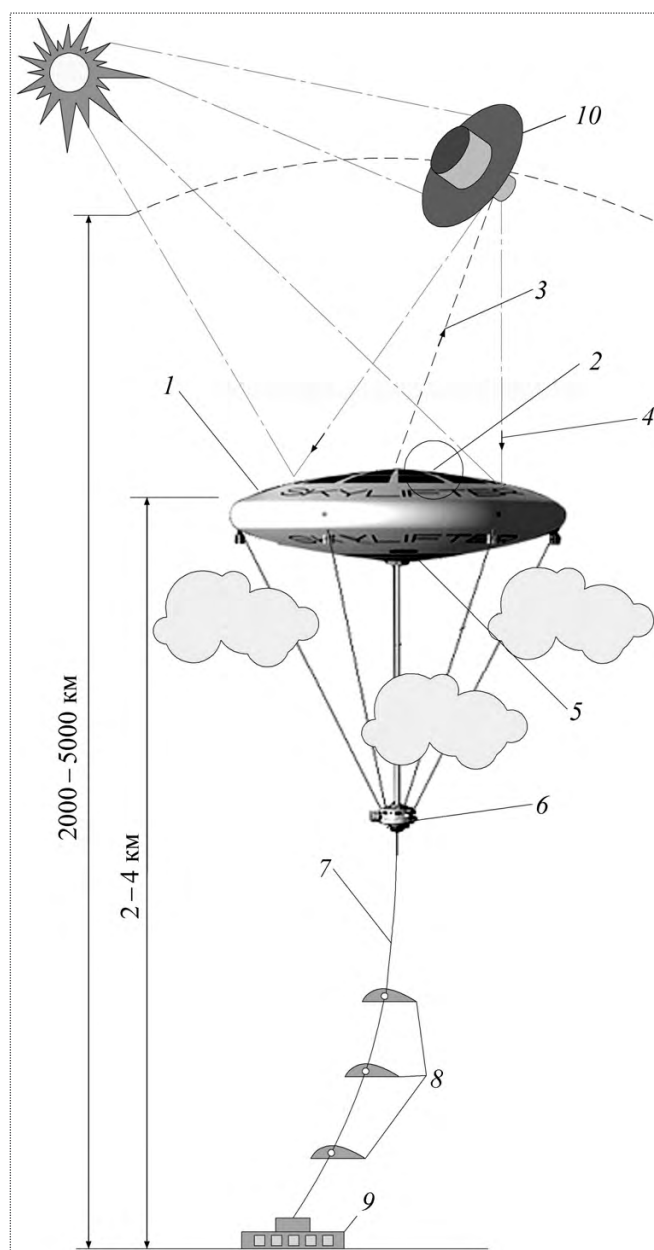


Рис. 1. Схема солнечной гибридной аэростатно-космической электростанции:
 1 – аэростат; 2 – солнечные фотопреобразователи; 3 – лазерный пилот-сигнал; 4 – лазерное излучение; 5 – инфракрасные фотопреобразователи; 6 – служебный модуль; 7 – трос-кабель; 8 – воздушные змеи; 9 – наземная станция; 10 – демонстрационная космическая электростанция

существует два недостатка, которые затрудняют их реализацию. Так, в известном японском проекте СКЭС-2000 [2] электростанция имеет весьма большие массогабаритные параметры (масса более 300 т, что сравнимо с массой международной космической станции).

В проекте фирмы Austrum [3] электростанция имеет невысокий уровень передаваемой мощности (около 10 кВт) при большой массе спутника (9 т). Осуществление такого проекта вряд ли целесообразно, тем более, что не видно путей увеличения мощности станции в будущем. К тому же земная атмосфера затрудняет прохождение лазерного излучения, которое предлагается использовать для передачи энергии.

Наиболее оптимальным решением проблем предлагаемых проектов промышленных космических солнечных электростанций, по мнению авторов статьи, является создание синхронно управляемой пилот-радиосигналом с Земли флотилии автономных спутников. Такая схема позволяет формировать единое микроволновое поле, направленное на ректенну, расположенную на Земле. Число спутников можно увеличивать по мере необходимости [4]. Данная технология позволяет уже в ближайшее время, используя имеющиеся космические аппараты и ракеты-носители, приступить к поэтапному созданию прототипа промышленной космической солнечной электростанции.

Ключевым моментом в разработке космических солнечных электростанций является проведение натурных космическо-наземных демонстрационных испытаний. Конечно, их стоимость весьма велика, поэтому мы предлагаем вариант таких испытаний, позволяющий уже на их этапе получить практическую пользу. Для этого предлагается создать солнечную гибридную аэростатно-космическую электростанцию, которая позволит испытать основные системы наземно-космической солнечной электростанции и может практически применяться.

Такая гибридная солнечная электростанция будет состоять из следующих компонентов (рис. 1):

привязного аэростата (высота 2–4 км) с конструкцией фотоприемных модулей большой площади ($\geq 1000 \text{ м}^2$), размещенной на верхней части дискообразного аэростата (грузоподъемностью до 50 т);

трос-кабеля, удерживающего аэростат и передающего на Землю электроэнергию (более 1 МВт);

спутника — демонстрационной космической электростанции с лазерным каналом передачи энергии;

центра управления электростанцией и спутником.

Прежде всего остановимся на выборе аэростата для приведенной структуры [5, 6]. Известна технология использования аэростатов для высот 5–6 км в целях радиолокационного наблюдения, в которой электропитание подается по трос-кабелю. Для данной электростанции была выбрана дискообразная форма аэростата для удобства монтажа фотопреобразователей и пилот-сигнальной лазерной системы, предназначенной для управления демонстрационной космической солнечной электростанцией, на верхней части конструкции. Выбор диаметра аэростата (около 100 м) продиктован необходимостью размещения максимального числа фотопреобразователей и технологическими возможностями при изготовлении аэростата. Площадь аэростата позволит разместить фотопреобразователи с КПД ~30 % и в зените Солнца получать более 1,0 МВт электроэнергии. Данный аэростат кроме удерживающего трос-кабеля будет иметь также небольшие двигатели для стабилизации в воздухе. На его нижней части будут установлены инфракрасные фотопреобразователи [7], преобразующие в электроэнергию излучение Земли и переотраженный от нее солнечный свет.

Особую роль в данном проекте играет кабель, передающий более 1 МВт электроэнергии с высоты 2–4 км. Он может быть выполнен в двух вариантах:

в виде единого трос-кабеля, удерживающего нагрузку 50 т и передающего электрическую мощность более 1 МВт. Основное требование к такому кабелю, чтобы его один метр имел массу не более одного килограмма;

в виде разнесенных элементов троса, удерживающего аэростат, и кабеля, передающего энергию, удерживаемого привязанными к кабелю небольшими аэростатами.

Следующий компонент предлагаемой солнечной гибридной электростанции — демонстрационная космическая солнечная электростанция.

Основные технические особенности такого спутника:

максимально возможная площадь высокоэффективных фотопреобразователей. Предполагается, что к моменту реализации данного проекта КПД таких преобразователей составит более 40 %;

высокоэффективный и высокоомощный канал передачи мощности. Предполагается, что будет лазерный канал со спектром излучения 1–2 мкм и мощностью более 100 кВт;

особую роль в системе преобразования энергии будут играть накопители энергии на борту спутника, в качестве которых можно использовать суперконденсаторы;

трехуровневая система наведения лазерного пучка на фотопреобразователи аэростата: система наведения и стабилизации самого спутника; система лазерного пилот-сигнала, передаваемого с борта аэростатной станции; двухкоординатное устройство сканирования зеркальной системой на спутнике.

Выбор орбиты такой демонстрационной космической солнечной электростанции определяется следующим требованием: высота орбиты должна позволять передавать излучение необходимой мощности на фотопреобразователи, расположенные на аэростате, в течение нескольких часов с помощью небольшой зеркальной системы. Поэтому из трех вариантов орбит [2, 4]: геостационарная, экваториальная и эллиптическая была выбрана эллиптическая. Использование такой орбиты позволит передавать мощность со спутника, расположенного на высоте 2000–5000 км, с зеркальной системой диаметром около 0,5 м в пятно диаметром 10 м на приемных фотобатареях аэростата диаметром 100 м.

Как известно, прохождение лазерного излучения через атмосферу сопровождается потерями его мощности, которые зависят от спектральных свойств ее газовых компонент и плотности находящихся в атмосфере гидроксильных аэрозолей. С другой стороны, имеются определенные экологические ограничения по плотности мощности лазерного излучения, падающего на Землю. Предлагаемая схема гибридной солнечной элек-

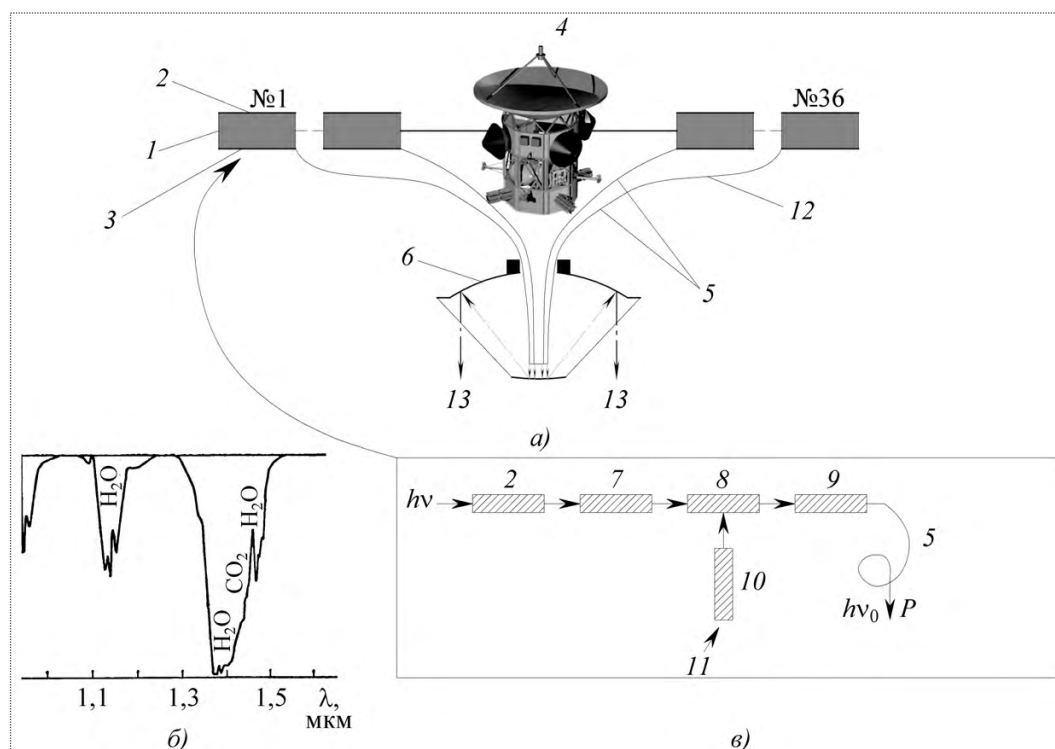


Рис. 2. Схема солнечной космической электростанции с лазерным каналом передачи энергии:

a – функциональная схема демонстрационной солнечной космической электростанции; *b* – спектр пропускания атмосферы в области 0,8–2 мкм; *в* – схема фотоизлучающей панели; 1 – фотоизлучающая панель; 2 – фотопреобразователь; 3 – радиатор охлаждения; 4 – спутник; 5 – волоконные лазеры; 6 – зеркальная система; 7 – накопитель; 8 – процессор; 9 – светодиодная накачка; 10 – фотодиод; 11 – излучение пилотного лазера; 12 – один из волоконных лазеров для передачи информации; 13 – лазерное излучение

тростанции позволяет учитывать эти две проблемы следующим образом:

размещение фотоприемных модулей на аэростате выше области, где имеет место сильное поглощение лазерного излучения атмосферными газами и аэрозолями;

выбор длины волны лазерного излучения, близкой к полосе спектра поглощения воды, как показано на рис. 2 ($\lambda > 1,3$ мкм), что приведет к его поглощению при прохождении лазерного пучка в нижних слоях атмосферы – ниже высоты расположения привязного аэростата [8–10].

Выбор типов лазеров для данной электростанции диктуется следующими требованиями:

- достижение высокого КПД (более 30 %);
- возможность достижения высокой мощности единичных образцов (более 1 кВт);
- высокое качество пучка лазерного излучения (близкого к дифракционному уровню);
- возможность суммирования лазерных пучков без потери их качества;
- минимальные массогабаритные параметры и отсутствие подвижных систем.

Таким требованиям отвечают волоконные лазеры, однако классическое построение космиче-

ской солнечной электростанции по схеме "фотопреобразователи – вторичные преобразователи – светодиодная накачка – волоконные лазеры (включая систему охлаждения) – зеркальная система", развитой в работе [3] на уровень 10 кВт, имеет ряд ограничений:

ее трудно масштабировать на более высокие уровни мощности;

большое число переходных систем (например, кабелей) увеличивает массогабаритные параметры; очень сложная и тяжелая система охлаждения.

Нами предлагается другой подход к созданию космической солнечной электростанции. Это создание трансформируемой конструкции из автономных фотоизлучающих панелей, как показано на рис. 2. Каждая такая автономная фотоизлучающая панель содержит фотопреобразователь; накопитель в виде суперконденсатора; фотоприемник лазерного пилот-сигнала с аэростата; процессор; светодиодную накачку; волоконный световод; радиатор системы охлаждения. Уровень мощности лазерного излучателя определяется площадью фотопреобразователей и параметрами накопителя такой автономной фотоизлучающей

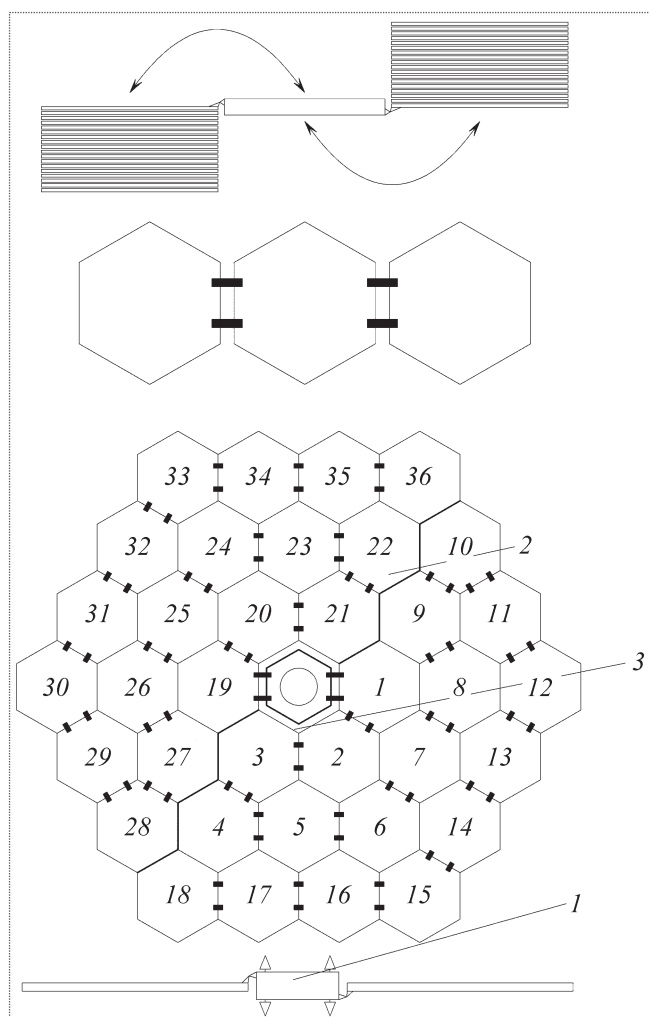


Рис. 3. Компоновочная схема демонстрационной космической солнечной электростанции:

1 – спутниковая платформа; 2 – фотоизлучающая панель; 3 – зеркальная система; № 1...36 – фотоизлучающие панели

панели. Световоды волоконных лазеров собираются в узле зеркальной системы (см. рис. 2), передающей лазерное излучение на Землю. Надо отметить, что электрически эти панели не связаны.

Суммирование излучения волоконных лазеров – это отдельный сложный вопрос [8, 11]. Он будет конкретно решаться при реализации проекта. Одним из наиболее возможных вариантов является некогерентное сложение пучков волоконных лазеров с различной длиной волны с помощью дифракционных решеток.

При разработке предлагаемого проекта были рассмотрены варианты компоновки демонстрационной космической электростанции с исполь-

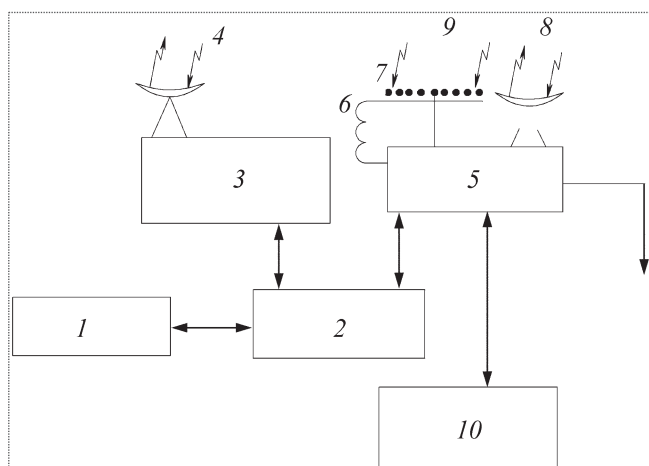


Рис. 4. Схема управления солнечной гибридной аэростатно-космической электростанцией:

1 – баллистический центр; 2 – центр управления спутником; 3 – наземная станция слежения за спутником; 4 – радиолиния связи со спутником – команд и телеметрии; 5 – центр управления аэростатом; 6 – трос-кабель; 7 – фотопреобразователи; 8 – радиолиния связи с аэростатом – команд и телеметрии; 9 – лазерное излучение; 10 – центр управления экспериментом

зованием обтекателя ракеты-носителя "Союз" для получения максимальной площади фотоизлучающих панелей. Как видно из рис. 3, площадь конструкции фотоизлучающих панелей может достигать более 500 м², что позволит преобразовать солнечное излучение в более 300 кВт электрической мощности и передать ~100 кВт лазерного излучения [12], а с учетом накопителей еще больше.

Подобная гибридная аэростатно-космическая электростанция позволит получить от Солнца электроэнергию порядка 1 МВт и дополнительную энергию от демонстрационной солнечной космической электростанции около 50 кВт.

Схема управления такой электростанцией показана на рис. 4. Особенностью такой системы является необходимость синхронизации двух систем – космической и аэростатной.

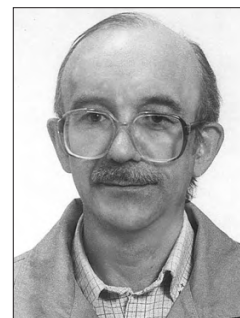
В заключение надо отметить, что реализация данной гибридной солнечной аэростатно-космической электростанции возможна имеющимися техническими средствами и позволит сделать еще один шаг к созданию промышленных солнечных космических электростанций.

УДК 629.7

Массово-габаритный и прочностной анализ емкостей высокого давления для хранения и транспортировки легких газов

Г.Н. Устинов

E-mail: kerc@elenet.msk.ru



УСТИНОВ
Георгий Николаевич —
ведущий научный сотрудник
ГНЦ ФГУП "Центр
Келдыша", кандидат техн.
наук

В ракетном двигателестроении применяются легкие газы, в том числе водород, поэтому важной технической задачей является создание средств их хранения и транспортировки. Актуальность этой задачи в последнее время обусловлена повышенным вниманием к поиску путей перехода на водородное топливо. В статье на основании массово-габаритного и прочностного анализа обсуждаются конструкции для хранения газов на стационарных хранилищах и заправочных станциях, при транспортировке, в том числе в составе транспортного средства.

Ключевые слова: легкие газы; емкости высокого давления; конструкция; масса; габариты; прочность.

G.N. Ustinov. Weight, Size And Rigidity Analysis Of High Pressure Tanks For Light Gas Storage And Transportation

Light gases, including hydrogen, are widely used in rocket engine building, but the key technological challenge is their storage and transportation. The issue has evolved to become more and more at stake over the past few years in view of the increased attention attached to finding ways to use hydrogen fuels. The article uses weight, size and rigidity analysis to introduce gas storage at fixed facilities and refueling stations, during transportation, including inside the vehicle.

Key words: light gases; high pressure tanks; design; weight; size; rigidity.

Основные положения и используемые соотношения

Создание емкостей, вмещающих большое количество газа, — приоритетная задача при разработке систем хранения и транспортировки легких газов. Такие емкости должны выдерживать достаточно высокое давление (более 30...50 МПа), что требует взаимной увязки их толщин и габаритов.

Наиболее часто встречающиеся емкости высокого давления для легких газов выполнены в виде оболочек вращения: сферических, цилиндрических, замыкающихся по торцам элементами различной формы (сферическими, эллипсоидальными и т.п.) [1...3]. Менее распространены емкости, выполненные в виде эллипсоида и тора.

Оболочки вращения, как правило, более технологичны в изготовлении. Отвлекаясь от условий крепления, сопряжения оболочек конкретных конфигураций, можно утверждать, что более равнопрочными являются сферические и цилиндрические оболочки. Это обусловлено достаточно высокой степенью однородности напряженного состояния (НС) по толщине h в меридио-

нальном и тангенциальном направлениях. Эллипсоидальные оболочки с незначительным различием в размерах полуосей эллипса в меридиональном сечении по степени однородности НС занимают промежуточное место между сферическими и цилиндрическими оболочками; тороидальные оболочки следуют за цилиндрическими. Ограничимся массово-габаритным и прочностным анализом сферических, цилиндрических, заглушенных по торцам, оболочек или комбинаций сферических и цилиндрических оболочек. Принимается, что оболочки работают упруго и материал подчиняется критерию прочности Мизеса

$$\sigma_T = \sigma_{\text{ЭКВ}} = \sigma_i = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}, \quad (1)$$

где σ_T — предел текучести материала; $\sigma_{\text{ЭКВ}}$ — эквивалентное напряжение; σ_i — интенсивность напряженного состояния; $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ — главные компоненты тензора напряжений [4]. Формула (1) используется для изотропных пластичных металлов, но может применяться для оценки прочности иных материалов при поиске конфигурации конструкции с точки зрения массово-габаритного и прочностного анализа. При проектировании емкости следует использовать критерии прочности для конкретного материала.

При внутреннем давлении газа p в толстостенной сферической оболочке главные и эквивалентные напряжения в формуле (1) составят:

$$\begin{aligned} \sigma_1^c &= p \alpha_c(\xi) (\beta_c(\xi, \kappa) - 1); \\ \sigma_{2,3}^c &= p \alpha_c(\xi) (0,5 \beta_c(\xi, \kappa) + 1); \\ \sigma_{\text{ЭКВ}}^c &= p (3/2) \alpha_c(\xi) \beta_c(\xi, \kappa); \\ \alpha_c(\xi) &= 1/((1 + \xi)^3 - 1); \\ \beta_c(\xi, \kappa) &= (1 + \xi)^3 / (1 + \kappa \xi)^3; \\ 0 &\leq \kappa \leq 1, \end{aligned} \quad (2)$$

где ξ — отношение толщины оболочки h к радиусу a внутренней поверхности, $\xi = h/a$; κ — текущее относительное расположение слоя с координатой z , отсчитываемой от внутренней поверхности, $\kappa = z/h$ [5]. Разница между максимальным эквивалентным напряжением $\sigma_{\text{ЭКВ}}^{c \max}$ (при $\kappa = 0$,

внутренняя поверхность) и минимальным $\sigma_{\text{ЭКВ}}^{c \min}$ (при $\kappa = 1$, внешняя поверхность), отнесенная к давлению, не зависит от толщины оболочки и составляет $\eta_1 = 3/2$.

Для длинного, заглушенного по торцам цилиндра с внутренним радиусом a соотношения, аналогичные (2), записываются в виде [4]

$$\begin{aligned} \sigma_1^u &= -p \alpha_u(\xi); \\ \sigma_{2,3}^u &= p \alpha_u(\xi) (\beta_u(\xi, \kappa) \pm 1); \\ \sigma_{\text{ЭКВ}}^u &= p (3/2) \alpha_u(\xi) \beta_u(\xi, \kappa); \\ \alpha_u(\xi) &= 1/((1 + \xi)^2 - 1); \\ \beta_u(\xi, \kappa) &= (1 + \xi)^2 / (1 + \kappa \xi)^2. \end{aligned} \quad (3)$$

Поскольку в (3) используется соотношение Мизеса (1), то применение нижних индексов для напряжений может не соответствовать неравенству $\sigma_1 > \sigma_2 > \sigma_3$. Отнесенная к давлению разница между максимальным $\sigma_{\text{ЭКВ}}^{u \max}$ ($\kappa = 0$) и минимальным $\sigma_{\text{ЭКВ}}^{u \min}$ ($\kappa = 1$) эквивалентными напряжениями при любом ξ составляет $\eta_2 = \sqrt{3}$.

Перегруженность цилиндрической оболочки в сравнении со сферической при одинаковом p составляет $(\eta_2 - \eta_1) \cdot 100 \% / \eta_2 \approx 13,4 \%$. Относительный резерв прочности сферической и цилиндрической оболочек, вычисленный соответственно как $\delta 1 = \eta_1 p / \sigma_{\text{ЭКВ}}^{c \max}$ и $\delta 2 = \eta_2 p / \sigma_{\text{ЭКВ}}^{u \max}$ в зависимости от толщины, показывает, что по этому показателю сферическая оболочка превосходит цилиндрическую и тем больше, чем толще оболочка (рис. 1). В отличие от идеального использования прочностных свойств материала, когда все слои оболочки по

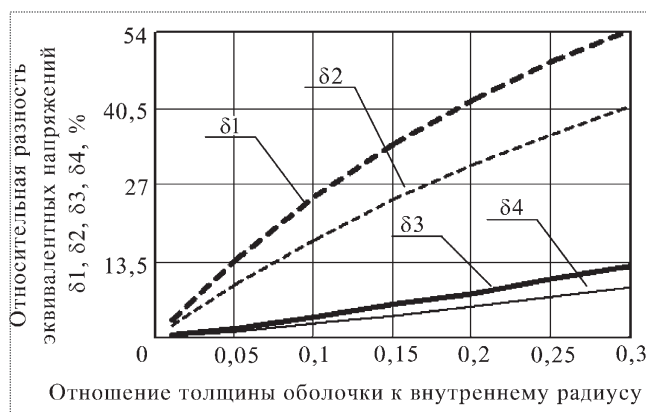


Рис. 1

толщине работают равнонапряженно, в действительности, например, для $\xi = 0,3$ наружный слой сферической оболочки в сравнении с внутренним недогружен на ~55 %. В случае цилиндрической оболочки этот показатель составляет ~41 %. Чем тоньше оболочка, тем эффективнее конструкция емкости выбирает резерв прочности применяемого материала. Для конструктора использование этой возможности ограничено, поскольку вмещению в емкость заданного количества газа препятствуют требования по габаритам, которые в свою очередь ограничены условием прочности.

Среди деформируемых оболочек существуют безмоментные модели, которые равнонапряжены по толщине. Для прочностного анализа будут применяться зависимости, характерные для безмоментных оболочек. Оценим возникающие при этом погрешности в сравнении с использованием соотношений (2), (3). Эквивалентные напряжения $\sigma_{\text{экв}}^{\text{сб}}$ и $\sigma_{\text{экв}}^{\text{цб}}$, возникающие в сферической и цилиндрической безмоментных оболочках при давлении p , вычисляются как

$$\begin{aligned}\sigma_{\text{экв}}^{\text{сб}} &= pR / (2h) = p(1 + \xi/2) / (2\xi); \\ \sigma_{\text{экв}}^{\text{цб}} &= pR / h = p(1 + \xi/2) / \xi; \\ R &= a + h/2,\end{aligned}\quad (4)$$

где R — радиус срединной поверхности оболочек.

Относительная разница в процентах между эквивалентными напряжениями для срединной поверхности, подсчитанными по точным соотношениям осесимметричной задачи (2), (3) при $\kappa = 1/2$ и по безмоментной теории для сферы и цилиндра, составит соответственно (см. рис. 1)

$$\begin{aligned}\delta 3 &= (\sigma_{\text{экв}}^{\text{с}}(\xi, 1/2) - \sigma_{\text{экв}}^{\text{сб}}) \cdot 100\% / \sigma_{\text{экв}}^{\text{с}}(\xi, 1/2); \\ \delta 4 &= (\sigma_{\text{экв}}^{\text{ц}}(\xi, 1/2) - \sigma_{\text{экв}}^{\text{цб}}) \cdot 100\% / \sigma_{\text{экв}}^{\text{ц}}(\xi, 1/2).\end{aligned}\quad (5)$$

При $\xi \leq 0,2$, характерном для известных конструкций емкостей высокого давления, $\delta 3 \leq 7\%$, а $\delta 4 \leq 5\%$. Такая точность достаточна при проведении анализа по безмоментной теории, что позволяет получить аналитические зависимости, удобные для исследования конструктивных форм ем-

костей, содержащих сочетания сферических и цилиндрических элементов. Для емкостей подобного рода употребляется термин "баллон".

Пути повышения технического совершенства конструкции баллона

Поскольку масса конструкции баллона M_k при удельной массе материала ρ_k и масса закачанного в баллон газа M_g при зависящей от давления удельной массе газа $\rho_g(p)$ — функции геометрии ϕ_k и ϕ_g , то можно записать: $M_k = \phi_k \rho_k$ и $M_g = \phi_g \rho_g(p)$. Масса конструкции пропорциональна величине $R^2 h$, масса закачанного в баллон газа пропорциональна R^3 . Положим, что напряженное состояние в оболочках достигло предельно допустимого по текучести: $[\sigma] = \sigma_T / n = \sigma_{\text{экв}}^{\text{сб}} = \sigma_{\text{экв}}^{\text{цб}}$ ($n \geq 1$ — коэффициент запаса), тогда на основании (4) отношение R/h ограничено равенством, пропорциональным $[\sigma] / p$. Как итог проведенных рассуждений можно записать обобщенную формулу, справедливую для конструкции баллонов:

$$M_k / M_g = \phi_b(\rho_k p) / (\rho_g(p) [\sigma]), \quad (6)$$

где ϕ_b — функция, зависящая только от геометрии баллона.

Проектировщики, стремясь создать более совершенную конструкцию баллона, в первую очередь пытаются снизить значение отношения M_k / M_g , если нет эксплуатационных и функциональных ограничений, препятствующих этому. Рассмотрим возможности снижения значения величины M_k / M_g .

Первый путь — поместить в баллон охлажденный газ. Тогда возрастет $\rho_g(p)$ и уменьшится M_k / M_g , что технически и экономически целесообразно, за исключением конструкций специального назначения.

Второй путь — использование материала с высокой удельной прочностью σ_T / ρ_k , например титана. В результате в правой части выражения (6) растет знаменатель и понижается M_k / M_g . Однако при этом, как правило, возрастает стоимость изготовления баллона. Если баллон предназначается для водорода, то выбор материала ог-

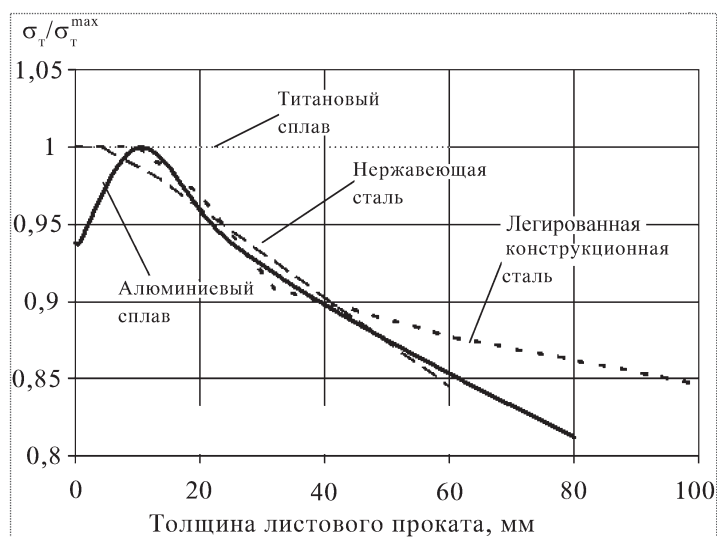


Рис. 2

раничен, так как некоторые металлические материалы, и особенно титан, охрупчиваются, что значительно снижает несущие свойства конструкции.

При давлениях более 30 МПа, характерных для баллонов с легкими газами, толщина стенки оболочки относительно небольших габаритов может составлять > 50 мм. Основные этапы технологического процесса изготовления таких баллонов — прокатка листа, изготовление заготовки оболочки и сварка — весьма трудоемки. Существующие прокатные станы позволяют получать стальной прокат для массового использования толщиной до 160 мм. Однако с увеличением толщины листа ухудшаются прочностные свойства материала: уменьшаются его средние показатели по пределу текучести и пределу прочности с одновременным увеличением их разброса по объему. На рис. 2 показаны зависимости относительных пределов текучести $\sigma_T / \sigma_T^{\max}$ некоторых широко используемых материалов от толщины проката ($\sigma_T^{\max}$ — максимальное значение предела текучести для материала) [6]. Приведенные данные показывают, что наиболее высокие значения пределов текучести, около 95 % от максимального, реализуются в прокате с толщинами до ~25 мм. Это полезно иметь в виду как дополнительную возможность эффективного использования резервов прочности. На этапе изготовления заготовок оболочек можно

применять некоторые технологические операции, повышающие прочностные показатели, однако рассмотрение этих проблем наряду с вопросами влияния на прочность при сварке выходит за рамки статьи.

Третий путь понижения значения M_k / M_T — уменьшение геометрического параметра ϕ_6 , который является показателем технического совершенства баллона.

Первый и второй путь связаны со свойствами материала и газа, являются определенными и в этом смысле более консервативны. Рассмотрим третий путь и некоторые варианты конструкций, которые можно реализовать практически.

Варианты оптимальных конструкций баллонов

Конструкция многополостных баллонов для хранения газов в стационарных хранилищах и на заправочных станциях. Заставить толстостенную оболочку работать с максимальным использованием прочностного резерва можно путем ее расчленения на тонкостенные оболочки с зазором между ними, в которых действует перепад давлений $\Delta p = \text{const}$, и толщина слоев выбирается так, чтобы НС в каждом слое было по возможности одинаково. Это основная идея, лежащая в основе известных конструкций многополостных баллонов, использующих принцип разгрузки оболочки от высокого давления, действующего с одной стороны, с помощью противодействия, действующего с другой [7...10]. В многополостной конструкции проще реализуются в совокупности разнообразные условия по геометрическим размерам, давлению, газовместимости и материалу баллона, определенные конкретными эксплуатационными требованиями.

Общими недостатками известных многополостных баллонов являются:

- неопределенность числа оболочек, их взаимного расположения;
- неоптимальность распределения давлений по полостям;
- трудность практической реализации;
- низкая и различная по оболочкам эффективность использования прочностных свойств материала;

необходимость использования высокопрочных материалов;

недостаточные безопасность и надежность при эксплуатации.

Анализ отмеченных недостатков и одна из схем альтернативной конструкции, свободной от них, предложена в [11]. Сущность данной конструкции заключается в следующем. Многополостный баллон высокого давления включает корпус, содержащий оболочки преимущественно цилиндрической или сферической формы, смонтированные с зазорами одна в другую и образующие полости для размещения газа, и заправочное устройство для впуска/выпуска газа, обеспечивающее давления в полостях, ступенчато уменьшающиеся от максимального давления $p_{\max}$ в центральной полости до минимального давления $p_{\min}$ в периферийной. Корпус выполнен с числом оболочек N в соответствии с соотношением $N = (20 \dots 100) p_{\max} / [\sigma]$ и с одинаковыми зазорами по срединным радиусам стенок оболочек. Формула для расчета числа оболочек получена аппроксимацией параметрических расчетов и с удовлетворительной точностью может применяться для материалов с пределом текучести $\sigma_T < 1000$ МПа. Зазоры равны отношению срединного радиуса стенки периферийной оболочки к числу полостей. Оболочки могут быть подкреплены опорами, например, в виде диска с возможностью протока газа, а число оболочек может определяться расчетом на устойчивость [12]. Заправочное устройство позволяет устанавливать в наполненном баллоне одинаковые и равные $p_{\max} / N$ перепады давлений на стенках оболочек.

При известном числе оболочек N и перепаде давлений на стенке Δp по соотношениям для безмоментных оболочек для каждой из них определяются срединные радиусы $R_{срi}$, давления в полостях p_i и толщины стенок t_i . Индекс $i = 1, 2, \dots, N$ — порядковый номер оболочки начиная от центральной. Выбор значения $p_{\max}$ определяется в каждом конкретном случае физическими свойствами газа и техническими возможностями компрессионного оборудования для заправки баллона.

Основной технический результат применения таких конструкций — повышение газоместимости и эффективности использования прочност-

ных свойств материала за счет повышения уровня напряжений в стенках всех оболочек до близкого к допустимому при существенно большей однородности поля напряжений по толщине стенок. Это дает возможность использовать низкопрочные материалы, упростить и удешевить производство.

Наружная оболочка имеет наибольшую толщину, что повышает безопасность и надежность конструкции при эксплуатации, особенно при транспортировке, когда возможны случайные механические воздействия. Введение в конструкцию промежуточных перемычек исключает потерю устойчивости оболочками при заправке/опорожнении, поскольку эти эксплуатационные режимы могут сопровождаться отклонениями по давлению из-за нестационарности газодинамических процессов, неустойчивости гидравлических сопротивлений соединительных магистралей и вследствие погрешностей приборов, измеряющих давление.

На рис. 3 приведена конструктивная схема баллона, который состоит из корпуса 1, содержа-

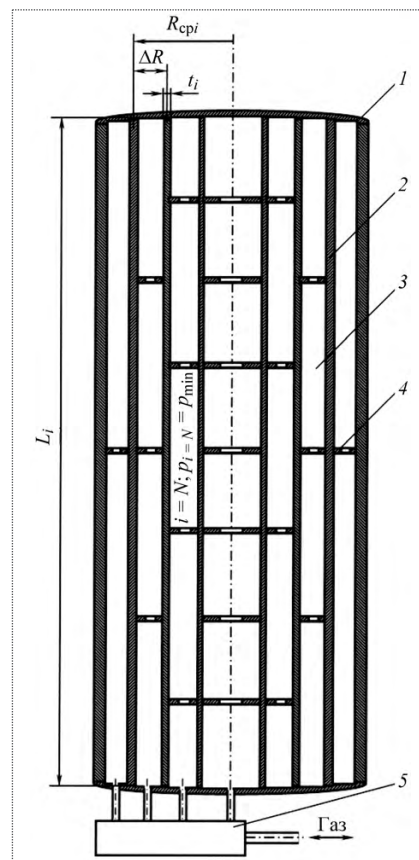


Рис. 3

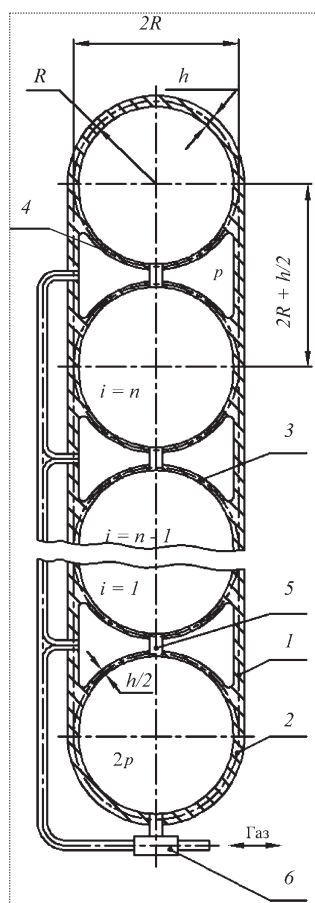


Рис. 4

шего i оболочек 2 цилиндрической формы длиной L_i и смонтированных с зазором ΔR одна в другую. Зазоры одинаковы и равны отношению срединного радиуса стенки периферийной (наружной) оболочки $R_{ср.н}$ к числу полостей N . Оболочки образуют полости 3 для размещения газа и связаны промежуточными перфорированными дисками 4 для протока газа. Заправочное устройство впуска/выпуска 5 обеспечивает ступенчатое изменение давления газа в полостях от максимального значения $p_{\max}$ в центральной полости до минимального $p_{\min}$ в периферийной.

Рассматриваемая конструкция наиболее эффективна для хранения большого количества газа (свыше 500 т). Наружные радиусы таких многополостных конструкций могут превышать 5 м, число полостей — доходить до 15, а давления в центральной полости могут достигать 100 МПа. Приведенные показатели демонстрируют целесообразность применения такого рода конструкций на стационарных хранилищах или заправочных станциях и корректность употребления термина "резервуар".

Конструкции многополостных баллонов для хранения при транспортировке и в составе транспортного средства. При создании таких конструкций важную роль играют требования по их габаритам при наличии гибких компоновочных свойств и условие по размещению возможно большего количества газа.

На рис. 4 представлена схема баллона, обладающего повышенными компоновочными свойствами. Здесь R — срединные радиусы всех

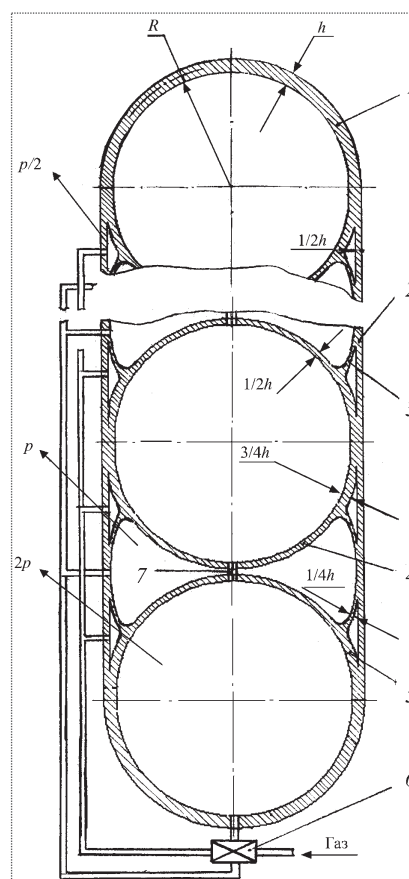


Рис. 5

оболочек; $i = 1, \dots, n$ — число внутренних сфер; h , $h/2$ — толщины оболочек. В состав конструкции входит корпус в виде цилиндрической части 1 и два полусферических днища 2 толщиной h . Внутри корпуса размещены n сфер 3 толщиной $h/2$. Две полусферы 4 равной толщины $h/2$ вместе с днищами образуют дополнительные сферы. Все центры сферических полостей, соединенных трубками 4, располагаются на оси сосуда. Эти полости образуют единую полость, которая через одну из крайних сфер соединена с заправочным устройством 6. Остальные полости объединены через заправочный трубопровод в другую единую полость. В заправленном состоянии давления в сферических полостях равны $2p$, в остальных — p . Массово-геометрические характеристики этой конструкции будут обозначаться с нижним индексом "КП".

На рис. 5 представлена схема конструкции баллона, обладающего гибкими компоновочными свойствами и наименьшим значением отно-

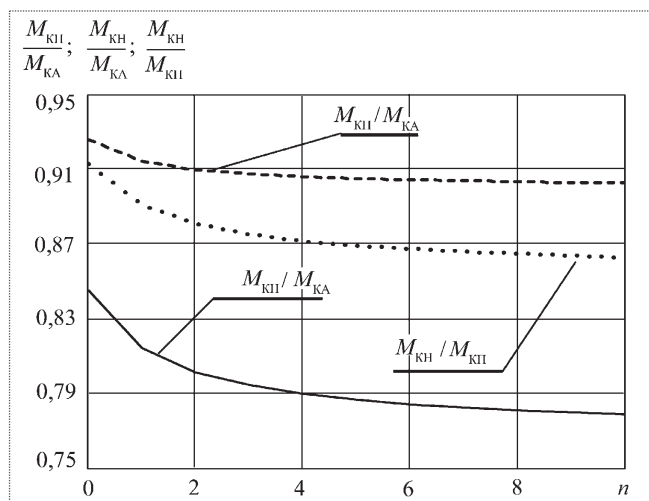


Рис. 6

шения M_K / M_r . Здесь R – срединные радиусы всех оболочек; $i = 1, \dots, n$ – число внутренних сфер; $h, 3/4 h, 1/2 h$ и $1/4 h$ – толщины оболочек баллона. Конструкция состоит из корпуса, который имеет цилиндрическую часть 2 толщиной $1/2 h$ и два полусферических торцовых днища 1 толщиной h , и шарового пояса 3 со стенкой толщиной $1/4 h$. Внутри корпуса размещены n сфер, образованных разнотолщинными сферическими оболочками. Часть каждой сферической оболочки, расположенная между шаровым поясом и цилиндрической частью корпуса 5, имеет толщину $3/4 h$, а оставшаяся часть 4 – толщину $1/2 h$. Все сферические полости соединены между собой трубками 7, и их центры располагаются на оси баллона. Эти полости образуют единую изолированную совокупную полость, которая через одну из крайних сфер соединена с заправочным устройством 6. Полости, образованные шаровым поясом 3 и частью 4 внутренних сфер, объединены через заправочный трубопровод во вторую изолированную совокупность полостей. Совокупность полостей между шаровым поясом 3 и цилиндрической частью корпуса объединены через заправочный трубопровод в третью изолированную полость. В заправленном состоянии давления в первой совокупности полостей равны $2p$; во второй – p , в третьей – $p/2$. Массово-геометрические характеристики этой конструкции будут обозначаться с нижним индексом "КН".

Сравним массово-габаритные параметры баллонов, приведенных на рис. 4, 5, и однополост-

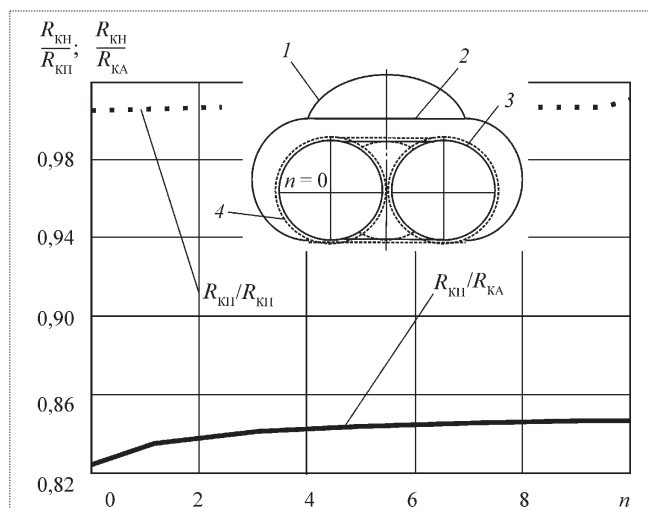


Рис. 7

ного баллона традиционного исполнения, характеристики которого будут обозначаться с нижним индексом "КА". Баллон традиционного исполнения состоит из цилиндрического корпуса толщиной h , заглушенного с торцов полусферами толщиной $h/2$, и заполнен газом под давлением p . Исходя из условий прочности (1) с учетом коэффициента запаса толщины оболочек $h_{КА}, h_{КП}, h_{КН}$ определяют согласно (4). Масса газа M_r , закачанного в сравниваемые баллоны, одинакова и определяет срединные радиусы $R_{КА}, R_{КП}, R_{КН}$. Допуская линейную зависимость удельной массы закачиваемого газа от давления p , приведем формулы для определения отношения M_K/M_r и геометрии баллонов в окончательном виде (их вывод подробно изложен в [13]):

$$\frac{M_{КА}}{M_r} = 3 \frac{2n+3}{3n+5} K_0; \quad R_{КА}^3 = \frac{3K_1}{2(3n+5)}, \quad (7)$$

$$\frac{M_{КП}}{M_r} = \frac{3}{2} \frac{6n+10}{5n+9} K_0; \quad R_{КП}^3 = \frac{3K_1}{2(5n+9)}, \quad (8)$$

$$\frac{M_{КН}}{M_r} = 12 \frac{5n+9}{39n+71} K_0; \quad R_{КН}^3 = \frac{12K_1}{39n+71}, \quad (9)$$

где

$$K_0 = \frac{p}{\sigma_t} \frac{\rho_K}{\rho_r(p)}; \quad K_1 = \frac{M_r}{\rho_r(p) \pi}$$

На рис. 6, 7 представлены зависимости $M_{КП}/M_{КА}, M_{КН}/M_{КА}, M_{КН}/M_{КП}$ и $R_{КН}/R_{КП}, R_{КН}/R_{КА}$ от числа внутренних сфер n (n – целочисленный аргумент, и поэтому значения функ-

Тип баллона (i – номер варианта, $i = 1, 2, 3, 4$)	$\frac{M_{\Gamma}}{M_{\kappa}} K_0$	$\frac{R_i}{\sqrt[3]{K_1}}$	$\frac{M_{\kappa i}}{M_{\kappa 1}}$	$\frac{R_i}{R_1}$
Сферический ($i = 1$)	0,6667	0,9086	1,0	1,0
Традиционного исполнения ($i = 2$)	0,5556	0,6694	1,199	0,7367
Многополостной с повышенными компоновочными свойствами ($i = 3$)	0,6	0,5503	1,111	0,6057
Многополостной минимального отношения M_{κ}/M_{Γ} ($i = 4$)	0,6574	0,5529	1,014	0,6085

ций внутри целочисленных интервалов не имеют физического смысла). Зависимости массовых отношений монотонно убывают (см. рис. 6). Отношение $M_{\kappa\text{H}} / M_{\kappa\text{П}}$ при изменении n от 0 до ∞ уменьшается от 0,913 до 0,854, а $M_{\kappa\text{H}} / M_{\kappa\text{A}}$ – от 0,845 до 0,769. Таким образом, масса баллона, представленная схемой, приведенной на рис. 5, минимальна при любом числе внутренних сфер и существенно ниже массы баллона традиционного исполнения.

Как показано на рис. 7, отношение $R_{\kappa\text{H}} / R_{\kappa\text{П}}$ близко к единице, а $R_{\kappa\text{H}} / R_{\kappa\text{A}}$ при изменении n от 0 до ∞ монотонно растет от 0,823 до 0,852. Для визуального восприятия геометрии баллонов с одинаковой массой газа там же приводятся контуры масштабированного меридионального сечения сферы 1, традиционного баллона 2, баллона с повышенными компоновочными свойствами 3 и баллона с максимальной газоместимостью 4, или минимального отношения M_{κ} / M_{Γ} (при $n = 0$). В таблице приведены сравнительные характеристики газоместимости, приходящейся на единицу массы конструкции, а также геометрические характеристики перечисленных конструкций. Видно, что наибольшей газоместимостью обладает сферический баллон (шар-баллон). Далее следует газоместимость конструкции с минимальным отношением ее массы к массе размещенного в баллоне газа. Отличие этого показателя от аналогичного показателя конструкции с повышенными компоновочными свойствами составляет 0,0574, а от показателя шар-баллона 0,0093 в пользу последнего. Цилиндрические части корпусов имеют протяженность, равную произведению $(n + 1)$ на соответствующий удвоенный срединный радиус, что позволяет сохранить геометриче-

ское подобие сравниваемых конструкций баллонов при введении внутренних сфер.

Покажем, что конструкция, приведенная на рис. 4, обладает повышенными компоновочными свойствами вследствие возможности увеличения объема за счет удлинения цилиндрической части корпуса между двумя сферами на величину S , лежащую в пределах $0 \leq S \leq 2 R_{\kappa\text{П}}$, при сохранении неравенства $M_{\kappa\text{П}}/M_{\Gamma} < M_{\kappa\text{A}}/M_{\Gamma}$.

Увеличим на равный объем вместимость традиционного баллона. Радиусы конструкций при этом оставим без изменения. Использование равенства масс закачанного газа в таком способе образованные баллоны позволяет получить более общую формулу для соотношения масс затраченных на изготовление материалов

$$M_{\kappa\text{П}} / M_{\kappa\text{A}} = \frac{\chi + (3n + 5)}{\chi + (5n + 9)(2n + 3)/(3n + 5)}, \quad (10)$$

где $\chi = S / R_{\kappa\text{П}}$ ($0 \leq \chi \leq 2$).

На рис. 8 представлена зависимость отношения массы конструкции с повышенными компо-

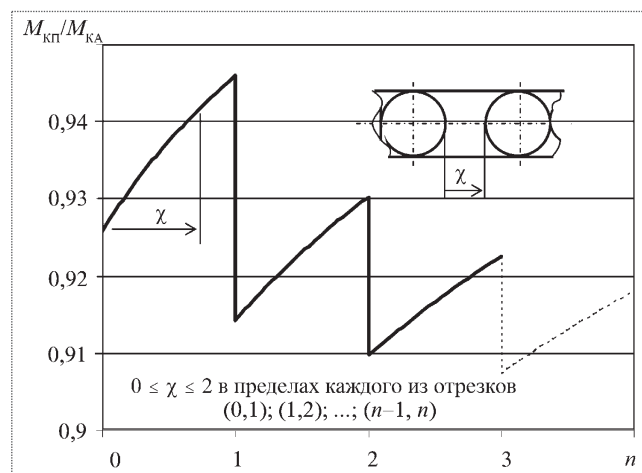


Рис. 8

новочными свойствами $M_{\text{КП}}$ к массе традиционной $M_{\text{КА}}$ от числа внутренних сфер n при условии равенства массы закачанного газа в обоих баллонах, вычисленная по формулам (7), (8) для минимальных значений $M_{\text{КП}}/M_{\text{КА}}$ на отрезках $(0, 1)$; $(1, 2)$; ...; $(n - 1, n)$ и по формуле (10) для значений внутри отрезков. При $\chi = 2$ отношение масс максимально и возможно замещение свободного пространства сферой. После этого отношение $M_{\text{КП}}/M_{\text{КА}}$ на следующем отрезке скачком уменьшается до минимального значения. Скачок указывает на появление нового качества конструкции — возможность введения дополнительной сферической полости. При $\chi \rightarrow \infty$ и целых n значение $M_{\text{КП}}/M_{\text{КА}} \rightarrow 1$. При $n \rightarrow \infty$ и конечных χ значение отношения масс стремится к 0,9. Таким образом, отношение масс, определенное формулой (10), при любом n и $0 \leq \chi \leq 2$ всегда < 1 . Разнесение смежных сфер предоставляет дополнительные возможности при реализации тех или иных технологических операций при изготовлении, не нарушая неравенства $M_{\text{КП}}/M_{\text{КА}} < 1$.

Выводы

Выделен класс емкостей высокого давления для хранения и транспортировки легких газов, выполненных в виде сочетания сферических и цилиндрических оболочек, называемый баллонами, и проведено обоснование применения соотношений теории безмоментных оболочек для массово-габаритного и прочностного анализа баллонов.

Рекомендованы предпочтительные толщины листового проката для изготовления баллонов из материалов, широко применяемых в различных отраслях отечественной промышленности. Показатель прочности конструкции оценивается по критерию Мизеса. В предположении линейной зависимости удельной массы газа от давления по-

лучены аналитические зависимости, с помощью которых можно спроектировать оптимальные конструкции баллонов, отвечающие требованиям по массе закачиваемого газа и приемлемые по габаритам.

Предлагаются схемы конструкций, которые можно реализовать практически: оптимизированная емкость — для хранения больших количеств газа на стационарных и заправочных станциях; баллоны для хранения газа при транспортировке и в составе транспортного средства с повышенными компоновочными свойствами, превосходящие по массе закачанного газа при одинаковой массе конструкций традиционный баллон, и конструкция, обладающая минимальным отношением своей массы к массе размещенного в ней газа в сравнении с известными конструкциями баллонов (исключая шар-баллон).

Абстракт

1. Николс Р.В. Конструирование и технология изготовления сосудов высокого давления: Пер. с англ. М.: Машиностроение, 1975.
2. Пат. RU 2145398 C1, 10.02.2000.
3. Пат. RU 2230976 C1, 20.06.2004.
4. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов. М.: Наука, 1972.
5. Прочность, устойчивость, колебания: справочник. Т.1 / Под общ. ред. И.А. Биргера и Я.Г. Пановко. М.: Машиностроение, 1968.
6. Авиационные материалы: справочник. Т. 1–3, 5 / Под ред. А.Т. Туманова. М.: ОНТИ, 1975.
7. US Pat. 2,131,753. 04.10.1938.
8. Пат. RU 2067256 C1, 27.09.1996.
9. Пат. RU 2178113 C2, 10.01.2002.
10. Пат. RU 2035004 C1, 10.05.1995.
11. Пат. RU 2291343, 10.01.2007.
12. Биргер И.А. Круглые пластинки и оболочки вращения. М.: Оборонгиз, 1961.
13. Устинов Г.Н., Кочетков Ю.М., Бубнов В.И. Многополостной баллон высокого давления максимального отношения массы закачанного газа к массе конструкции // Авиакосмическая техника и технология. 2009. № 4.



КРЫМОВ
Валентин Владимирович —
заслуженный машино-
строитель Российской Фе-
дерации, профессор,
доктор техн. наук

Кадрам – особое внимание!

В.В. Крымов

E-mail: info@salut.ru

Инновационное развитие нашей страны, модернизация экономики, достижения в науке, технике и других областях, в конечном счете социальное положение наших граждан во многом будут зависеть от качества профессиональной подготовки специалистов, создания условий для их плодотворной, эффективной работы после получения образования. Думая о будущем нашей страны, этими вопросами государство должно заниматься сегодня.

В статье показана подготовка кадров на ММПП "Салют" — одном из крупнейших предприятий отечественного авиационного двигателестроения.*

Ключевые слова: профессионально-техническое образование; повышение квалификации специалистов; система непрерывного профессионального образования; дополнительное профессиональное образование; ММПП "Салют".

V.V. Krymov. All For Human Resources

The innovative development of the nation, the modernization of the national economy, the achievements in science, technology and other areas, and the living standards of our citizens will eventually depend on the quality of professional training of specialists, and the availability of conditions for their fruitful and effective work afterwards. The government shall focus on this right away, if it does think about the future of our nation.

The article elaborates on the personnel training at one of Russia's largest aircraft engine maker Salyut.

Key words: technical specialist education; specialist of high qualification; continuous professional education system; additional professional education; MMPP Salyut.

Реализация государственного курса на инновационное развитие экономики и модернизацию производства, особенно в высокотехнологичных отраслях отечественной индустрии, требует оптимизации системы профессионального образования. К такому выводу пришли участники совместного заседания Государственного совета и Комиссии по модернизации и технологическому развитию экономики России, состоявшегося 31 августа 2010 г. в Кремле под председательством Президента РФ Д.А. Медведева и впервые посвященного этой теме.

В настоящее время назрела острая необходимость проведения ряда коренных изменений в структуре подготовки кадров для промышленных предприятий на всех ее уровнях: начальном, среднем и высшем. Необходимо обеспечить непрерывность профобразования и создание устойчивого альянса образования, науки и производства. Особое внимание в этой связи предлагается уделить дальнейшему внедрению государственно-частного партнерства на основе как софинансирования образовательных процессов, так и расширения непосредственного участия представителей крупного бизнеса в процессе подготовки кадров. Актуальность такого подхода, в первую очередь, вызвана постоянно растущим дефи-

* **Примечание редакции.** Когда эта статья находилась в наборе, ФГУП "Московское машиностроительное производственное предприятие "Салют" в соответствии с Указом Президента Российской Федерации было реорганизовано во ФГУП "Научно-производственный центр газотурбостроения "Салют", что может привести к коррекции структуры предприятия.

цитом квалифицированных рабочих и инженеров на предприятиях промышленности, обусловленным целым комплексом причин. Это увеличение среднего возраста кадрового состава, отток молодежи из реального производства, часто недостаточный уровень заработной платы по сравнению с другими сферами деятельности, "перекосы" в системе профессионально-технического образования в части обучения специальностям, реально востребованным промышленностью.

В большей степени это касается наиболее востребованных рабочих специальностей и, следовательно, системы начального и среднего профессионального образования. Сложившаяся еще во времена советской плановой экономики и действовавшая тогда вполне эффективно, она теперь во многом устарела и требует приведения в соответствие современным реалиям. Прежняя организационная структура ПТУ и техникумов фактически разрушена, а новая, как показывает опыт, не отвечает требованиям времени. Число учебных заведений начального профессионального образования и среднеспециальных (теперь лицеев и колледжей) в масштабах страны резко уменьшилось, да и качество подготовки в большинстве из них оставляет желать лучшего, особенно по рабочим специальностям. В условиях реформ начального и среднего профобразования, продолжающихся не один год, по-прежнему отмечается дублирование ряда учебных программ, не хватает опытных преподавателей, владеющих современными средствами обучения и информационными технологиями. Есть серьезные недостатки в материально-техническом обеспечении, устаревает оборудование, наблюдается несоответствие номенклатуры специальностей, по которым ведется обучение, требованиям потенциальных работодателей, ежегодно продолжает снижаться число абитуриентов и, соответственно, выпускников.

Все это усугубляется неуклонным увеличением разрыва между кадровыми потребностями в реальном производстве и предложениями в этой связи образовательных учреждений. В итоге множество выпускников лицеев и колледжей, получив дипломы экономической и юридической направленности, равно как и гуманитарии разного профиля, часто не могут трудоустроиться по спе-

циальности. Предприятия же, остро нуждающиеся в таких ныне дефицитных рабочих профессиях, как, например, токари, фрезеровщики, слесари-инструментальщики, сварщики, операторы и программисты станков с ЧПУ, вынуждены тратить значительные средства (как правило, внебюджетные), время и ресурсы на переподготовку и обучение данных специалистов непосредственно в процессе работы.

"Чтобы профессионально-техническое образование было переориентировано на нужды перспективных производств, нужны регионально-отраслевые прогнозы потребности в кадровых ресурсах. То есть нужен четкий заказ: сколько специалистов, какого уровня, какой квалификации требуется в масштабах страны. И ответ на этот вопрос должно дать государство вместе с предпринимательским сообществом", — подчеркнул Д.А. Медведев.

При отсутствии отлаженной системы мониторинга реальных потребностей промышленности в тех или иных специалистах и, в частности, со среднетехническим образованием, большая часть государственных инвестиций в образование не находит реальной отдачи. По статистике современная система подготовки кадров в России рассчитана на ежегодный выпуск около 70 % специалистов с высшим образованием, 20 % — со средним и 10 % — с начальным. А потребности рынка, напротив, сейчас таковы: 80 % выпускников должны иметь начальное и среднее и только 20 % — высшее профессиональное образование. Более 50 % молодых специалистов остаются без работы по полученной специальности.

Это подтверждает опыт: часть выпускников российских вузов в современных условиях, ощутив невостребованность приобретенной ими профессии на рынке труда, особенно в регионах, идут получать дополнительное образование в среднеспециальные технические учебные заведения, в основном по рабочим специальностям, с целью решения своих текущих материальных проблем.

Вместе с тем ясно, что реализация государственных планов по модернизации и техническому перевооружению промышленности, а также повсеместное (хоть и не всегда быстрое) внедрение на предприятиях современного оборудования с

числовым программным управлением, стремление большинства предприятий к полной информатизации производства требуют переориентации профессиональной подготовки рабочих кадров в сторону получения среднего инженерного образования.

И здесь без тесного взаимодействия предприятий и образовательных структур, будь то средне-специальные учебные заведения или вузы, вряд ли возможно обойтись.

В решении этих задач особую роль могут сыграть создание ресурсных центров при крупных производственных кластерах и ведущих промышленных предприятиях и реализация на их базе ряда пилотных проектов по подготовке и повышению квалификации кадров.

На уже упомянутом заседании Государственного совета РФ Президент РФ Д.А. Медведев отметил: "Одной из важных задач является создание так называемых цепочек в сфере образования, а именно цепочки лицей—колледж—университет, участники которой работают в непосредственном контакте с работодателями".

Построение непрерывной системы образования школа (лицей)—колледж—вуз—предприятие сегодня возможно только при активной роли последних как в организации такого взаимодействия, так и в самом процессе обучения, подготовки кадров.

Удачные примеры альянсов ведущих предприятий, производственных кластеров и образовательных учреждений в этой связи — прямое тому подтверждение. Поделится опытом ведущего предприятия в области газотурбостроения — ФГУП "ММПП "Салют", где в основу построения системы подготовки кадров уже не в первый год положен принцип обеспечения непрерывности профессионального образования.

Подготовка квалифицированного персонала — одна из стратегических задач "Салюта". Сегодня 52 % его работников имеют высшее и среднее профессиональное образование. Средний возраст ИТР — 42 года, рабочих — 44, руководителей — 49 лет. Специалистами предприятия разработана и внедрена система непрерывного профессионального образования "школа—колледж—вуз—предприятие". На "Салюте" работают

15 докторов технических наук, 110 кандидатов наук, 28 профессоров, доцентов и старших научных сотрудников. Более 30 сотрудников — аспиранты ведущих технических вузов и отраслевых НИИ.

"Салют" стал одним из первых предприятий в московском регионе, где уже разработан и внедрен целостный комплекс мер в системе подготовки кадров. Среди прочего это касается оказания технической, материальной и методической помощи учебным заведениям в организации непрерывного профессионального образования.

На территории "ММПП "Салют" находятся два базовых колледжа — ПК-19 регионального подчинения и МКАМ (Московский колледж авиационного моторостроения) федерального подчинения.

В Германии существует дуальная система подготовки рабочих, в которой активнейшим образом принимают участие работодатели. Наше предприятие провело совместную конференцию с немецкой фирмой "Porsche", где обсуждались эти вопросы. У нас с коллегами из Германии совпадает теория обучения, много общего в проведении практики, но отношение общества в Германии к так называемым ремесленным училищам совершенно иное. Там молодые люди стремятся в профессию и огромный конкурс на одно место, отбор ведут работодатели и торгово-промышленные палаты.

Крупным промышленным предприятиям необходимо принимать участие в профессиональном образовании прежде всего для поддержания своего кадрового потенциала. При этом необходима целенаправленная подготовка на те рабочие места, которые на данном предприятии вакантны.

Более 10 лет назад на территории ММПП "Салют" был создан Институт целевой подготовки специалистов по двигателестроению (ИЦПС) как структурное подразделение МАТИ—РГТУ им. К.Э. Циолковского. Цель была поставлена совершенно определенная — активное участие предприятия в системе подготовки специалистов для удовлетворения нужд завода в рабочих и инженерах. За эти годы были выпущены сотни специалистов, тысячи работников заводов повысили

здесь квалификацию. При ИЦПС действует 15 филиалов кафедр ведущих московских технических вузов (МГТУ им. Н.Э. Баумана, МАИ, МАТИ, МГТУ "Станкин", МАМИ, МГУПИ, МИСиС, РГУИТП), организована работа с профильными учебными заведениями, базовыми колледжами. Это взаимодействие помогает приблизить обучение к предприятию, сделать подготовку более целенаправленной. Такая форма взаимодействия представляет взаимную заинтересованность университета, предприятия и главного — студента.

Понимая всю важность и сложность выпускаемой продукции, ММПП "Салют" взяло на себя функцию повышения квалификации специалистов интегрированной структуры. Но такая работа оказалась нужной и более широкому кругу предприятий. Как следствие такой потребности в 2009 г. на ММПП "Салют" в соответствии с государственным контрактом, заключенным между предприятием и Министерством промышленности и торговли Российской Федерации с целью реализации Федеральной целевой программы "Развитие оборонно-промышленного комплекса (ОПК) Российской Федерации на 2007–2010 годы и на период до 2015 года" и стратегии создания в оборонно-промышленном комплексе системы многоуровневого непрерывного образования на период до 2015 года, был создан Центр дополнительного профессионального образования (далее — Центр ДПО).

Цель создания Центра ДПО — разработка и апробация для последующего тиражирования нормативных, правовых и организационно-методических документов, регламентирующих создание и функционирование элементов системы дополнительного профессионального образования ОПК, а также обучение в указанной системе путем проведения эксперимента по созданию функционирующего на условиях самоокупаемости Центра ДПО на производственно-технологической базе предприятия, осуществляющего серийный выпуск высокотехнологичной продукции.

Основные задачи Центра ДПО на ФГУП "ММПП "Салют":

1. Подготовка, переподготовка и повышение квалификации работников головного предприятия, предприятий интегрированной структуры, предприятий Министерства промышленности и торговли Российской Федерации и организаций ОПК по программам уровня начального, среднего и высшего профессионального образования в области дополнительной профессиональной подготовки.

2. Взаимодействие с Департаментом труда и занятости населения города Москвы в области ускоренной подготовки, переподготовки и повышения квалификации граждан, состоящих на учете в службе занятости.

3. Сотрудничество с образовательными учреждениями начального, среднего и высшего профессионального образования в области дополнительного обучения учащихся и студентов указанных образовательных учреждений сверх нормативов, устанавливаемых государственными образовательными стандартами, а также организация практики студентов и заключение с ними трехсторонних договоров на подготовку (студент—образовательное учреждение—предприятие) с последующим трудоустройством на предприятии.

4. Развитие системы наставничества и системы профессиональной адаптации на предприятии молодых специалистов — выпускников образовательных учреждений.

5. Разработка современного учебно-методического обеспечения с использованием научного, технологического и производственного опыта высококвалифицированных работников предприятия, а также преподавателей колледжей и вузов.

Такая система позволяет работникам предприятия получать высшее профессиональное образование с минимальным отрывом от производства.

В состав ИЦПС также входят следующие подразделения: учебная часть, народный музей трудовой славы (профориентационная работа, преемственность поколений); научно-технический центр молодежи (профориентационная работа, организация юношеских научно-технических семинаров, конференций и олимпиад); бюро координации научно-технических разработок (орга-

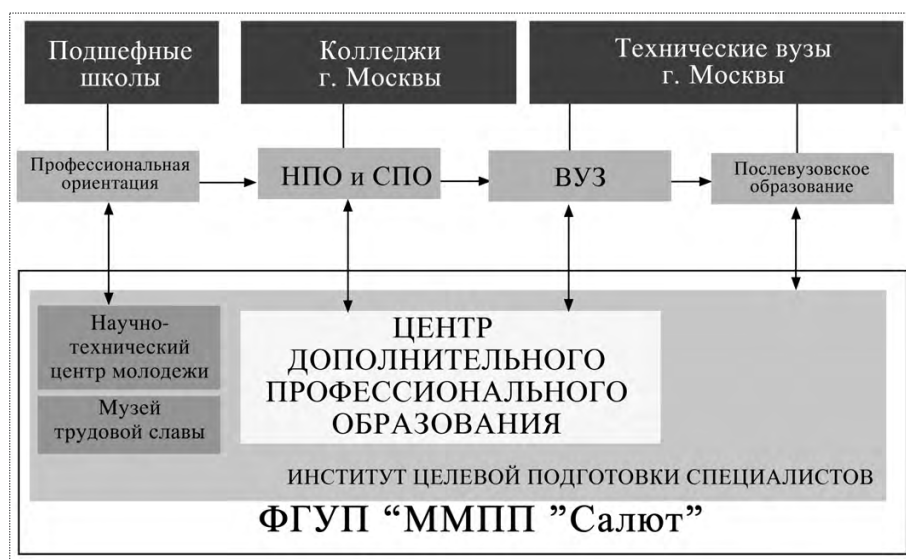


Рис. 1. Участие Центра ДПО в системе непрерывного технического состояния

низация научно-технических конференций, семинаров, координация публикации научно-технических статей и материалов о предприятии) и научно-техническая библиотека (более 50 000 томов технической литературы), учебные аудитории и лаборатории.

Система непрерывного профессионального образования, используемая на ММПП "Салют", обеспечивает участие предприятия в подготовке квалифицированных кадров на всех ступенях образования — от общеобразовательной школы до аспирантуры вуза. Со школьниками предприятие

проводит регулярную профориентационную работу. Это тематические экскурсии на предприятии, информационное обеспечение школ, организация и проведение юношеских научно-технических конференций и олимпиад, культурно-массовая работа. При предприятии и Центре ДПО на базе молодежного авиамодельного клуба "Взлет" создан научно-технический центр молодежи, отвечающий за работу со школьниками. Непосредственно Центр ДПО задействован на ключевых этапах подготовки квалифицированного персонала

— от колледжей до вузов. При этом он сотрудничает с образовательными учреждениями начального (НПО), среднего (СПО) и высшего (ВПО) профессионального образования.

Центр ДПО также взаимодействует с предприятиями интегрированной структуры НПЦ Газотурбостроения "Салют", сторонними предприятиями и организациями (в том числе зарубежными) и Департаментом труда и занятости населения города Москвы.

За период выполнения государственного контракта, с ноября 2009 года по октябрь 2010 года,



Рис. 2. Рабочие в интерактивном классе лаборатории систем с программным управлением



Рис. 3. Учебно-производственный цех



Рис. 4. Взаимодействие Центра ДПО с образовательными учреждениями

Центром ДПО организовано и проведено дополнительное профессиональное обучение 2139 человек, из них:

по уровню начального профессионального образования — 835 человек, в том числе практика 163 учащихся образовательных учреждений начального и среднего профессионального образования;

по уровню среднего профессионального образования — 358 человек, в том числе практика 50 студентов образовательных учреждений среднего и высшего профессионального образования;

по уровню высшего профессионального образования — 946 человек, в том числе практика 607 студентов образовательных учреждений высшего профессионального образования.

Для общественной аккредитации образовательной деятельности Центра ДПО была создана комиссия, в состав которой входят представители технических вузов города Москвы, Департамента науки и промышленной политики города Москвы, Департамента образования города Москвы и Департамента труда и занятости населения города Москвы. На своем первом заседании комиссия проанализировала учебно-методическое обеспечение и материально-техническую базу Центра ДПО, кадровый состав преподавателей и мастеров производственного обучения. Вывод комиссии: имеющееся учебно-методическое и матери-

ально-техническое обеспечение Центра ДПО и высококвалифицированный состав преподавателей позволяют вести теоретические и практические занятия по всем направлениям подготовки, предусмотренным государственным контрактом, и Центр ДПО может быть аттестован для выполнения работ по подготовке и повышению квалификации кадров предприятий ОПК.

Еще раз подчеркнем, что для создания Центра ДПО любое предприятие должно иметь достаточный опыт работы в направлении деятельности такого Центра, а также организационный, нормативно-правовой и материально-технический потенциал для его развития. Важным элементом построения системы дополнительного профессионального образования на предприятии является наличие стандартов системы менеджмента качества в области ДПО.

Система дополнительного профессионального образования, функционирующая на базе крупных отраслевых Центров ДПО, позволяет эффективно осуществлять целевую подготовку, переподготовку и повышение квалификации персонала с учетом реальных потребностей предприятий-заказчиков, эффективно встраиваясь в общегосударственную систему образования, дополняя, но не подменяя ее.



БЕСПАЛОВ
Валерий Андреевич —
заместитель начальника
отделения ФГУП
"СибНИИ им. С.А. Чаплы-
гина"



ПИКАЛОВ
Владимир Владимирович —
инженер ФГУП "СибНИИ
им. С.А. Чаплыгина"



ПУСТОВОЙ
Николай Васильевич —
ректор, заведующий ка-
федрой Новосибирского
государственного техниче-
ского университета, пред-
седатель Совета ректоров
Сибирского федерального
округа, профессор, доктор
техн. наук

Исследование разрушающей нагрузки многозаклепочных срезных соединений с учетом их нелинейного поведения

В.А. Беспалов, В.В. Пикалов, Н.В. Пустовой

E-mail: ules@ngs.ru

Рассматривается задача расчета несущей способности срезных соединений, возникающая при анализе остаточной прочности кессона крыла с регламентированным повреждением. Исследована возможность применения конечно-элементного комплекса ANSYS для расчета разрушающей нагрузки многозаклепочных срезных соединений с учетом их нелинейного поведения. Проведено сравнение результатов расчета разрушающей нагрузки типовых соединений методом конечных элементов с результатами расчета по другим известным методам и данными эксперимента.

Ключевые слова: остаточная прочность; регламентированное повреждение; разрушающая нагрузка; крепежный элемент; срезное соединение; зависимость нагрузка—смещение.

V.A. Bespalov, V.V. Pikalov, N.V. Pustovoy. Failure Load Analysis Of Multi-Rivet Lap Joints Taking Into Account Their Nonlinear Behaviour

We carried out numerical analysis of load-bearing ability of lap joints using finite element method software ANSYS for a regulated breakdown of a medium-range airplane wing box. We developed a technique of a failure load numerical analysis of multi-rivet lap joints taking into account their nonlinear behaviour. Comprehensive analysis was conducted to compare failure load of typical lap joints with other well-known techniques taking into account their nonlinear behaviour. The accuracy of the results obtained was analyzed by setting design failure load of lap joints plates against experimental data.

Key words: residual strength; regulated breakdown; failure load; fastening element; lap joint; load-displacement relation.

Создание прочных и надежных в эксплуатации машин с высоким ресурсом работы связано с рядом проблем, среди которых важное место занимает проблема совершенствования методов расчета конструкций на прочность. Одной из задач, возникающих при проектировании авиаконструкций, является расчет на прочность соединений. В современных нормах прочности транспортных самолетов [1] введено требование анализа прочности конструкции при частичном или полном разрушении одного из силовых элементов. Величина и положение разрушений для проверки остаточной прочности конструкции в нормах регламентированы. В связи с этим актуальна некоторая универсальная методика расчета несущей способности соединений, позволяющая выполнить оценку прочности соединений различной конфигурации при различных условиях нагружения.

При выполнении работ, представленных в статье, исследовалась возможность построения такой методики на базе метода конечных элементов (МКЭ), реализованного в комплексе ANSYS. Отправной точкой исследова-

ния послужила задача расчета разрушающей нагрузки для продольного стыка панелей кессона крыла в случае полного разрушения одной из панелей.

Постановка задачи

Рассмотрим схему регламентированного в нормах прочности случая полного разрушения одной из панелей крыла (рис. 1). Один из вариантов потери несущей способности конструкции — срез крепежных элементов продольного стыка в зоне трещины. Для оценки остаточной прочности продольного стыка обычно рассчитывают нагрузку на первый, считая от трещины, болт, поскольку после его разрушения начинается лавинообразное разрушение следующих болтов. В настоящее время в практике проектирования используется эмпирическая зависимость для расчета нагрузки на первый крепежный элемент стыка в зоне трещины

$$P_1 = \alpha \frac{W_0}{W} P, \quad (1)$$

где α — эмпирический коэффициент, его величина назначается в диапазоне 0,006...0,04 в зависимости от параметров шва; W_0 — базовая ширина панели, $W_0 = 700$ мм; W — ширина разрушенной панели; P — нагрузка на продольный шов, $P = 0,5 F \sigma$; F — площадь разрушенной панели; σ — напряжения в сечении "брутто" разрушенной панели.

Представленные соотношения получены обработкой результатов испытаний конструктивно подобных образцов и натурных конструкций.

Область применимости зависимости (1) ограничивается стадией предварительного проектирования. Для стадии рабочего проектирования и поверочных расчетов на живучесть в соответствии с [1] исследовалась возможность построения методики расчета разрушающей нагрузки на продольные стыки крыла, учитывающей локальные особенности конструкции и нагружения.

Обзор методик расчета разрушающих нагрузок на срезные соединения

Принципиальным моментом в построении методики расчета нагрузок на крепежные эле-

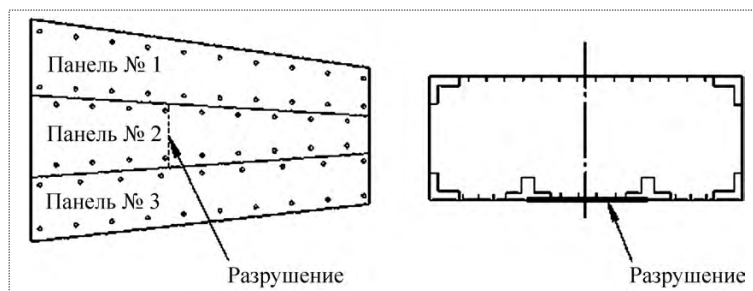


Рис. 1. Регламентированное разрушение панели крыла

менты продольного стыка в зоне разрушения является учет нелинейности деформирования заклепочно-болтовых связей в соединении. Известно не много работ, в которых учитывается нелинейность при расчете нагрузок на крепежные элементы.

Так, в [2] рекомендуется исходить из предположения о равномерном распределении нагрузки по крепежным элементам. Величина разрушающей нагрузки на соединение $P_{\text{разр}}$ в этом случае определяется по формуле

$$P_{\text{разр}} = n P_{\delta}, \quad (2)$$

где n — число крепежных элементов в стыке; P_{δ} — разрушающая нагрузка одного крепежного элемента.

Оригинально, расчетно-экспериментальным путем, решается проблема нелинейности в работе [3]. Рассматривается заклепочное соединение полос одинаковой ширины b с толщинами S_1, S_2 внахлестку. Полагается, что n заклепок одного номинала установлены с одинаковым шагом t (рис. 2). Для определения нагрузки на i -ю заклепку N_i ($i = 1, \dots, n$) необходимо располагать экспериментальной зависимостью нагрузка (P) — смещение (δ) аналогичного заклепочного соединения листов с одной заклепкой. Взаимное смещение листов δ_i ($i = 1, \dots, n$) в зоне заклепок определяется расчетным путем, после чего по экспериментальной зависимости $P = f(\delta)$ находятся усилия на заклепках. Несущая способность соединения исчерпывается при достижении разрушающего усилия на одной из заклепок.

Для расчета взаимного смещения листов заклепочное соединение заменяется промежуточ-

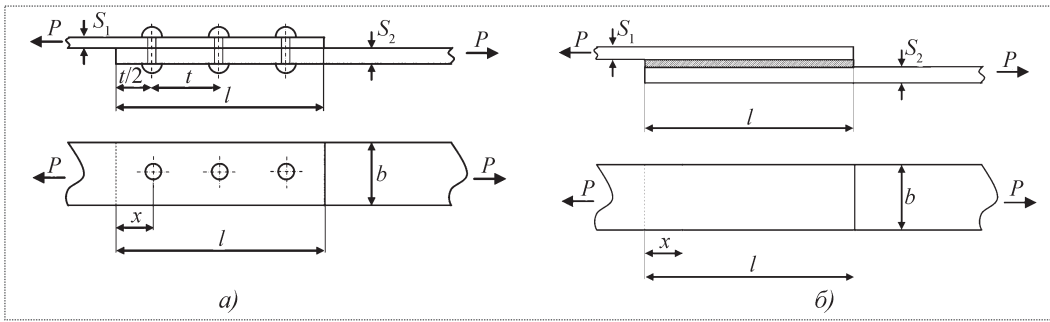


Рис. 2. Расчетная схема соединения полос:
а – реальное соединение; б – модель соединения

ным слоем, равномерно распределенным по зоне соединения полос, а смещение листов рассматривается как непрерывная функция $\delta = \delta(x)$. Обозначив через $\tau(x)$ касательное напряжение в промежуточном слое, можно записать выражение для усилия, действующего на заклепку,

$$N_i = b \int \tau(x) dx = \tau_{mi} b t,$$

где τ_{mi} – среднее напряжение в зоне i -й заклепки.

Напряжения τ связаны со смещением листов зависимостью

$$\tau(x) = \delta(x) K,$$

где K – модуль сдвига промежуточного слоя, нелинейно зависящий от смещения δ .

Обозначив через N_m среднее усилие на заклепку,

$$N_m = \tau_m b t,$$

можно записать очевидные соотношения

$$\frac{N_i}{N_m} = \frac{\tau_{mi}}{\tau_m} = \frac{\delta_{mi}}{\delta_m};$$

$$N_i = N_m \frac{\delta_{mi}}{\delta_m},$$

где δ_m – среднее смещение листов.

С небольшой погрешностью можно принять

$$\frac{\delta_{mi}}{\delta_m} = \frac{\delta_i}{\delta_m}.$$

Для безразмерного смещения δ_i / δ_m из условия совместности деформаций листов и промежуточного слоя в работе [3] получены аналитические выражения. В случае чисто упругой деформации

промежуточного слоя (при $K = \text{const}$)

$$\frac{\delta(x)}{\delta_m} = \frac{\tau_x}{\tau_m} = \frac{\sqrt{\frac{\Delta}{w}}}{\text{sh} \sqrt{\Delta w}} \times \left[(w-1) \cosh \left(\sqrt{\Delta w} \frac{x}{l} \right) + \cosh \left(\sqrt{\Delta w} \left(1 - \frac{x}{l} \right) \right) \right].$$

Здесь

$$\Delta = \frac{G l^2}{E_2}; \quad w = \frac{E_1 S_1 + E_2 S_2}{E_1 S_1},$$

где G – модуль сдвига; E_1, E_2 – модули упругости верхнего и нижнего листов соответственно.

В случае чисто пластической деформации промежуточного слоя, когда нагрузки по всем заклепкам одинаковы,

$$\frac{\delta^*(x)}{\delta_m^*} = 1 + \Delta_m \left[\frac{3-w}{6} - \frac{x}{l} + \frac{w}{2} \left(\frac{x}{l} \right)^2 \right].$$

Функция $\delta(x)/\delta_m$ для реально приложенной нагрузки отыскивается интерполяцией двух крайних решений. Для этого задаются некоторым начальным приближением среднего модуля сдвига промежуточного слоя $K_m = N_m / \delta_m$, по которому находят Δ_m и далее функцию $\delta(x)/\delta_m$ и распределение нагрузок на заклепки. Критерием правильности служит условие равенства суммы

сил на заклепках приложенному к соединению усилию. При необходимости задаются новым значением K_m и расчет повторяют.

В работе [4] объектом исследования является панель, состоящая из листа постоянной толщины с приклепанными стрингерами. Решается задача расчета распределения усилий среза крепежных элементов при растяжении панели в случае разрушения одного из стрингеров. Крепежные элементы рассматриваются как точечные связи листа постоянной толщины со стрингерами, которые представляются в виде стержней, работающих на растяжение–сжатие.

Расчет распределения усилий по точечным связям проводится при следующих допущениях:

1. Взаимное смещение соединяемых элементов в районе установки точечных связей определяется только силой, передаваемой через связь. Зависимость нагрузка–смещение связей может быть нелинейной.

2. Взаимное смещение i -й и $(i+1)$ -й связей, присоединяющих j -й стрингер к обшивке, определяется с помощью зависимости

$$\Delta_{i,j} = \sum_{k=1}^M \sum_{l=1}^{N_j} c_{i,j}^k P_{j,k},$$

где $\Delta_{i,j}$ — относительное смещение связей j -го стрингера на i -м пролете (между i -й и $(i+1)$ -й связью); $c_{i,j}^k$ — коэффициенты влияния связей j -го стрингера на i -м пролете в результате действия единичной силы, приложенной к связи k ; $P_{j,k}$ — сила, действующая на k -ю связь j -го стрингера; N_j — общее число связей j -го стрингера; M — число стрингеров.

3. Податливость стрингера на длине пролета между точечными связями определяется согласно выражению

$$c_{i,j} = \frac{l_{i,j}}{(EF)_{i,j}},$$

где $l_{i,j}$ — длина i -го пролета j -го стрингера; $(EF)_{i,j}$ — жесткость на растяжение j -го стрингера на i -м пролете.

4. Напряжения в соединяемых элементах не превышают предела упругости.

В качестве неизвестных выбираются силы $P_{i,j}$, передаваемые i -ми связями j -го стрингера.

Уравнения совместности деформаций для каждого i -го пролета j -го стрингера имеют вид

$$c_{i,j} \left(P_{j,0} - \sum_{k=1}^i P_{j,k} \right) - \sum_{j=1}^M \sum_{k=1}^{N_j} c_{i,j}^k P_{j,k} = S(P_{j,i}) - S(P_{j,i+1}) + \frac{l_{j,i}}{E_n} \sigma, \quad (3)$$

где $P_{j,0}$ — нагрузка на стрингер, $P_{j,0} = \sigma F_{j,0}$; $F_{j,0}$ — площадь сечения j -го стрингера на начальном участке; $S(P_{j,i})$ — нелинейная зависимость смещения связей от силы $P_{j,i}$; σ — номинальные напряжения в обшивке; E_n — модуль упругости обшивки.

Для определения неизвестных нагрузок $P_{j,i}$, действующих на связи, численно решают систему уравнений (3) и уравнения равновесия

$$\sum_{j=1}^M \sum_{i=1}^{N_j} P_{j,i} = 0.$$

Нелинейные зависимости нагрузка–смещение $S(P_{j,i})$ принимаются по данным эксперимента.

Каждая из рассмотренных методик хорошо согласуется с данными экспериментов, укладывающихся в рамки их расчетных схем. Однако ни одна из них не удовлетворяет в полной мере рассматриваемой в настоящей статье задаче, так как не может учесть многообразие конфигураций стыков и условий их нагружения.

Исследование методических особенностей применения МКЭ для расчета нагрузок среза в нелинейной постановке

Метод конечных элементов является наиболее эффективным расчетным методом и широко используется для решения самых разнообразных задач при проектировании конструкций, в том числе и для расчета нагрузок на крепежные элементы в стыках [5]. В разрабатываемых для этих целей моделях соединения представляются упрощенно. Болты и заклепки заменяются точечными связями

между листами в виде пружин. Листы в свою очередь представляются в виде двумерных элементов типа мембран или пластин. Такие модели не используются для определения напряженного состояния на контуре отверстия. При необходимости оно находится из решения отдельной задачи по известной нагрузке на крепежный элемент и напряжениям в окрестности отверстия. Известные по публикациям задачи [6] решались в упругой постановке. В настоящей статье исследуется возможность моделирования нелинейного поведения крепежных элементов в стыках с использованием конечно-элементного комплекса ANSYS.

Работоспособность конечно-элементного моделирования проверялась тестовыми расчетами и сравнением с экспериментом.

1. Выполнялся расчет двухсрезового заклепочного соединения (рис. 3), исследованного в [3]. Параметры соединения: $d = 5$ мм; $S_1 = S_3 = 3$ мм; $S_2 = 6$ мм; $b = 60$ мм; $h = 25$ мм; $n = 10$; материал

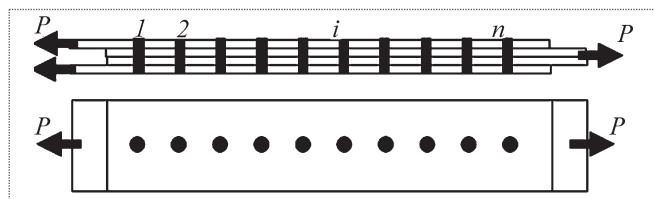


Рис. 3. Двухсрезовое соединение полос в тестовых задачах

Таблица 1
Зависимость смещения листов Δ от нагрузки P [3]

Δ , мм	0,000	0,050	0,060	0,100	0,150	0,205	0,250	0,300	0,360	0,410
P , кгс	0,0	250,0	300,0	362,5	412,5	450,0	475,0	500,0	525,0	545,0

листов и заклепок — алюминиевый сплав. Заклепки моделировались нелинейными пружинами (элемент COMBIN39), а листы — двумерными элементами SHELL с размером стороны, равным шагу постановки заклепок h . Материал листов принимался упругим, зависимость удлинения пружины от нагрузки задавалась таблично по данным эксперимента, приведенным в работе [3] (табл. 1).

В табл. 2 приводится распределение нагрузки по заклепкам соединения при различных значениях отношения внешней нагрузки P к разрушающей нагрузке $P_{\text{разр}}$, полученное расчетом по разработанной модели. Для сравнения в этой же таблице помещены результаты исследований, приведенные в работе [3]. В табл. 3 показаны зависимости отношения разрушающей нагрузки $P_{\text{разр}}$ соединения к сумме разрушающих нагрузок отдельных заклепок $\sum P_{pi}$ от числа заклепок в соединении, полученные по данным эксперимента, приведенным в работе [3], и расчетами по конечно-элементной модели.

Таблица 2
Распределение нагрузки P [кгс] по заклепкам соединения при различных значениях отношения внешней нагрузки P к P_p

Номер заклепки	Расчет МКЭ					Данные работы [3]				
						P/P_p				
	0,2	0,4	0,6	0,8	0,9	0,2	0,4	0,6	0,8	0,9
1	365,40	661,6	824,8	984,0	1076,0	400	660	810	980	1090
2	256,60	538,6	734,8	916,8	1016,4	280	540	720	915	1020
3	188,32	394,4	645,6	858,0	966,4	190	420	630	860	970
4	149,16	312,0	568,6	814,8	930,4	135	320	560	830	935
5	130,64	273,4	496,4	786,4	911,4	110	260	520	810	920
6	130,64	273,4	496,4	786,4	911,4	110	260	520	810	920
7	149,16	312,0	568,6	814,8	930,4	135	320	560	830	935
8	188,32	394,4	645,6	858,0	966,4	190	420	630	860	970
9	256,60	538,6	734,8	916,8	1016,4	280	540	720	915	1020
10	365,40	661,6	824,8	984,0	1076,0	400	660	810	980	1090

Таблица 3
Зависимость отношения разрушающей нагрузки $P_{\text{разр}}$ соединения к сумме разрушающих нагрузок отдельных заклепок ΣP_{p_i}

Число заклепок	Данные работы [3]	Расчет МКЭ
5	0,98	0,984000
10	0,90	0,913000
15	0,80	0,773333
20	0,74	0,675000
25	0,69	0,606000
30	0,65	0,551667

2. Выполнялся расчет распределения усилий по заклепкам крепления стрингера к пластине в случае разрушения стрингера. В работе [4] приводятся результаты численного исследования задачи, схематично показанной на рис. 4. Материал пластины, стрингеров и заклепок – алюминиевый сплав. Стрингеры моделировали балочными элементами BEAM4 (площадь поперечного сечения стрингера 1920 мм²). Диаграмма деформирования заклепочной связи определялась экспериментально [4] (табл. 4), стрингеры и пластина считались упругими.

В табл. 5 показано распределение относительных усилий $P_{\text{отн}}$ по заклепкам разрушенного стрингера при различных уровнях растягивающих напряжений на границе панели ($P_{\text{отн}}$ – отношение нагрузки на заклепку к силе, действующей на стрингер на границе панели).

3. Выполнялся эксперимент по определению разрушающей нагрузки двухсрезового заклепочного соединения листов (см. рис. 3) с параметрами $d = 5$ мм; $S_1 = S_3 = 3$ мм; $S_2 = 6$ мм; $b = 80$ мм; $h = 25$ мм; $n = 10$. Материал листов – сплав 01420, заклепки из сплава В65. Результаты эксперимента представлены в табл. 6. Там же приведены результаты расчета по конечно-элементной модели. Нелинейные характеристики элементов COMBIN39 задавались по результатам экспериментально полученной диаграммы деформирования заклепочной связи (табл. 7).

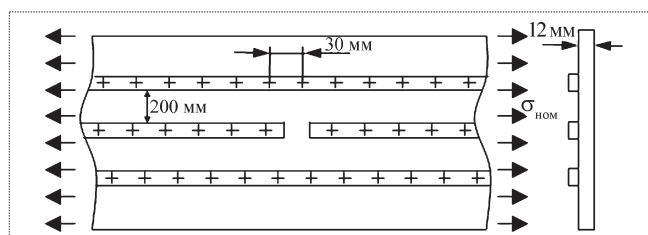


Рис. 4. Расчетная схема панели с разрушенным стрингером

Анализируя результаты выполненных численных экспериментов с конечно-элементными моделями соединений, можно констатировать, что в случае одноосного растяжения принятый способ моделирования нелинейности деформаций крепежных элементов позволяет получить приемлемую для инженерных расчетов погрешность оценки несущей способности соединений.

Предложенный метод моделирования использовали для исследования остаточной прочности кессона натурной конструкции крыла ближнемагистрального самолета. В целях проводимого исследования в модели имитировалось полное разрушение задней панели по нижней поверхности кессона. Задняя панель моделировалась подробно с помощью элементов типа SHELL, расположенных по срединным поверхностям обшивки, стрингеров и пояса лонжерона. Каждый болт, соединяющий обшивку со стрингером или полкой лонжерона, моделировался двумя нелинейными пружинами (элементы COMBIN39), ориентированными во взаимно перпендикулярных направлениях (вдоль оси стыка и перпендикулярно ей). Необходимость в двух пружинах вызвана тем, что элемент COMBIN39 имеет возможность связать нелинейной зависимостью перемещения двух узлов только в одном из направлений X , Y или Z . В направлении, перпендикулярном к плоскости соединения, накладывалось условие равенства перемещений узлов i, j пружин, т.е. болты рассматривались как абсолютно жесткие на растяжение. Другие панели моделировались упрощенно – стрингеры в них рассматривались в виде ба-

Зависимость смещения листов Δ от нагрузки P [4]

Δ , мм	0,000	0,023	0,046	0,100	0,146	0,200	0,300	0,400	0,450
P , кгс	0,0	692,3	1000,0	1461,5	1769,2	1846,2	1923,1	2000,0	2010,0

Таблица 4

Таблица 5

Распределение относительных усилий $P_{отн}$ по заклепкам разрушенного стрингера при различных уровнях растягивающих напряжений на границе панели

Номер заклепки (от трещины)	$\sigma_{ном}$, МПа							
	10		50		100		140	
	Данные работы [4]	Расчет МКЭ	Данные работы [4]	Расчет МКЭ	Данные работы [4]	Расчет МКЭ	Данные работы [4]	Расчет МКЭ
1	0,2296	0,2299	0,1539	0,1636	0,0997	0,0976	0,0752	0,0754
2	0,1654	0,1692	0,1322	0,1530	0,0976	0,0942	0,0746	0,0741
3	0,1218	0,1215	0,1144	0,1392	0,0954	0,0915	0,0734	0,0728
4	0,0935	0,0936	0,1009	0,1092	0,0926	0,0890	0,0718	0,0710
5	0,0729	0,0732	0,0859	0,0844	0,0835	0,0856	0,0702	0,0692
6	0,0576	0,0581	0,0743	0,0641	0,0744	0,0807	0,0689	0,0671
7	0,0460	0,0456	0,0601	0,0492	0,0654	0,0744	0,0670	0,0642
8	0,0369	0,0357	0,0475	0,0396	0,0579	0,0635	0,0630	0,0608
9	0,0298	0,0264	0,0380	0,0308	0,0517	0,0515	0,0563	0,0570
10	0,0242	0,0208	0,0306	0,0250	0,0444	0,0407	0,0497	0,0533
11	0,0197	0,0162	0,0248	0,0200	0,0384	0,0327	0,0436	0,0486
12	0,0162	0,0131	0,0202	0,0159	0,0325	0,0273	0,0390	0,0433
13	0,0133	0,0103	0,0166	0,0138	0,0260	0,0234	0,0342	0,0367
14	0,0110	0,0091	0,0137	0,0117	0,0211	0,0200	0,0292	0,0291
15	0,0091	0,0082	0,0114	0,0100	0,0172	0,0171	0,0261	0,0210
16	0,0076	0,084	0,0095	0,0088	0,0142	0,0140	0,0213	0,0188

Таблица 6

Разрушающая нагрузка $P_{разр}$ [кгс] для двухсрезового соединения пластин

Эксперимент	Номер образца			Среднее значение
	1	2	3	
	11 350	11 350	11 400	
Расчет по МКЭ	11 190			
Расчет по зависимости (2)	11 500			

лок, жестко связанных с обшивкой, и моделировались элементами BEAM4.

На рис. 5, 6 показана геометрия кессона. В плоскости XU самолетной системы координат накладывались симметричные граничные условия, нагрузки прикладывались в месте крепления

крыла в соответствии с расчетным случаем "А". Диаграммы деформирования болтовых связей (свойства элементов COMBIN39) определялись экспериментально на образцах (табл. 8). Расчет напряженного состояния поврежденного кессона и усилий среза болтов выполнялся для нагрузок 67 % $P_{расч}$ случая "А".

В табл. 9 представлено распределение усилий среза по болтам продольных стыков в районе разрушения. Обнаруживается резкое нарастание нагрузок на болты по мере приближения к краю трещины. Несимметричность распределения нагрузок относительно оси трещины объясняется наличием касательных напряжений в панели. Нагрузка на ближние к трещине болты превышает разрушающую. Таким образом, из расчета следует, что остаточная прочность продольного

Таблица 7

Зависимость смещения листов Δ от нагрузки P (эксперимент)

Δ , мм	0	0,016	0,0342	0,0436	0,0646	0,0836	0,1284	0,2092	0,2270	0,5044	0,6636
P , кгс	0	100	200	250	300	350	400	450	500	550	575

стыка не соответствует требованиям норм прочности.

Для сравнения был выполнен расчет нагрузок на болты в линейной постановке. В линейном расчете нелинейные пружины заменялись на ли-

нейные с коэффициентом жесткости, определенным по касательной к начальному участку диаграммы деформирования болтовой связи. Нагрузка на первый, наиболее нагруженный, болт выше, чем в нелинейной модели, на 34 %.

Таблица 8

Зависимость смещения листов Δ от нагрузки P (эксперимент)

Δ , мм	0,00	0,03	0,10	0,17	0,28	0,45	0,60	0,72	0,92	1,10
P , кгс	0	500	1000	1500	2000	2500	2800	3000	3200	3250

Таблица 9

Распределение усилий среза P [кгс] по болтам продольных стыков в районе разрушения

Номер болта	Лонжерон				Стрингер			
	Ряд № 1		Ряд № 2		Ряд № 1		Ряд № 2	
	Линейное расширение	Нелинейное расширение	Линейное расширение	Нелинейное расширение	Линейное расширение	Нелинейное расширение	Линейное расширение	Нелинейное расширение
1	1140,92	1140,92	1108,47	1108,47	1153,73	1153,73	958,02	958,02
2	1130,58	1458,02	1136,04	1377,62	1186,82	1290,34	1009,30	1151,02
3	1475,57	1770,63	1448,73	1673,24	1370,73	1505,65	1070,72	1276,43
4	2002,16	2159,35	1970,68	2057,44	1807,79	1785,05	1285,26	1527,10
5	2829,92	2524,64	2927,15	2478,21	2687,13	2193,90	1770,14	1833,34
6	4173,78	2896,98	4851,88	2975,04	4009,34	2647,88	2890,06	2267,10
7	4209,51	2857,21	4454,48	2821,04	4956,64	3270,19	3374,12	2749,73
8	2899,71	2561,57	2727,57	2385,39	3341,07	2707,60	2139,62	2199,70
9	2009,39	2154,60	1870,25	2010,61	2302,92	2216,10	1580,87	1841,71
10	1467,75	1767,26	1409,42	1653,24	1769,87	1872,15	1328,12	1613,30
11	1123,18	1444,92	1130,01	1364,39	1481,67	1630,09	1204,52	1455,87
12	1131,82	1131,82	1105,68	1105,68	1492,94	1492,94	1312,60	1312,60



Рис. 6. Геометрия продольных стыков задней панели

Заключение

Предложена методика расчета разрушающей нагрузки срезных соединений, позволяющая выполнить оценку прочности соединений различной конфигурации при различных условиях нагружения, учитывающая нелинейность деформирования крепежных элементов. Методика реализована в программном комплексе ANSYS. Результаты расчета разрушающей нагрузки типовых соединений хорошо согласуются (в пределах 5 %) с данными эксперимента и расчета по известным методам. Исследованы распределения нагруз-

ки в соединении между крепежными элементами при разных уровнях нагружения, зависимость разрушающей нагрузки соединения от числа крепежных элементов. Показана разница в распределениях усилий, действующих на крепеж, при их линейном и нелинейном поведении.

Список литературы

1. Методы определения соответствия. Обеспечение безопасности конструкции при длительной эксплуатации. АП-25.571. 1996.
2. Кан С.В., Свердлов И.А. Расчет самолета на прочность. М.: Машиностроение, 1966. 515 с.
3. Фолькерсен. Распределение усилий в заклепочном шве при постоянной ширине листа и накладки // Тех. перевод ЦАГИ № 464. 1939. 16 с.
4. Панков А.В., Шульга Ю.Б. Распределение усилий в крепеже панелей крыла самолета при разрушении стрингера самолета // Прочность авиационных конструкций / Тр. ЦАГИ. Вып. 2631. 1998. С. 212–215.
5. Ушаков А.Е., Гришин В.И. Методы расчета местной прочности авиационных конструкций. М., ЦАГИ, 1999. 251 с.
6. Harris C.E., Piascik R.S., Newman J.C. A practical engineering approach to predicting fatigue crack growth in riveted lap joints. <http://techreports.lare.nasa.gov/ltrs/1999-cit.html>.
7. Barrois W. Stresses and displacements due to load transfer by fasteners in structural assemblies // Engineering Fracture Mechanics. 1975. V. 10. P. 115–176.

Аэродинамические характеристики крыла и системы "корпус–крыло" на больших дозвуковых скоростях

Э.А. Старцев

E-mail: main@okb-novator.ru



СТАРЦЕВ
Эдуард Александрович —
ведущий инженер ОКБ
"Новатор"

Предлагается приближенный метод определения индуктивного сопротивления крыла. Полученные с использованием этого метода результаты сравниваются с некоторыми известными решениями.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики; циркуляция; волновое сопротивление; крыло; система "крыло–корпус".

E.A. Startsev. Wing Aerodynamic Characteristics And Hull-Wing System Performance At High Subsonic Speeds

The article offers a description of an approximation method to assess the wing's lift drag. The results of the calculations following this method are compared with those obtained through other known methods.

Key words: aerodynamic characteristics; circulation; shock wave drag; wing; hull-wing system.

Расчет характеристик изолированного крыла конечного удлинения

Характеристики конкретного крыла определяются в основном следующими методами:

упрощенным расчетом несущей способности и индуктивного сопротивления крыла по формулам, полученным Прандтлем в предположении близости искомого распределения циркуляции по размаху к распределению циркуляции эллиптического крыла;

полным расчетом крыла с использованием интегро-дифференциального уравнения Прандтля относительно неизвестной циркуляции.

При построении второго метода использованы существенные упрощения (применена модель несущей линии, крыло считается близким к прямому, удлинение крыла не менее 3...4 и т.д.), но тем не менее во многих случаях данный метод дает очень хорошие результаты. Единственный его недостаток — чрезвычайная громоздкость методов решения уравнения. Наиболее употребительный из них — метод Глауэрта [1, 2] — заключается в представлении искомой циркуляции в виде тригонометрических рядов и поиске коэффициентов этих рядов, удовлетворяющих граничным условиям. Следует отметить, что при расчете крыльев произвольной формы в плане ее описание должно быть включено в процедуру расчета. Для этого аэродинамики, развивавшие метод Глауэрта (например, Карафоли [2]), использовали представление уравнения обвода крыла в виде суммы некоторого числа членов нового тригонометрического ряда, поиск которых при требовании достаточно точного описания формы крыла представляет самостоятельную, иногда непростую задачу. Кроме того, при наличии конструктивной или аэродинамической кривки

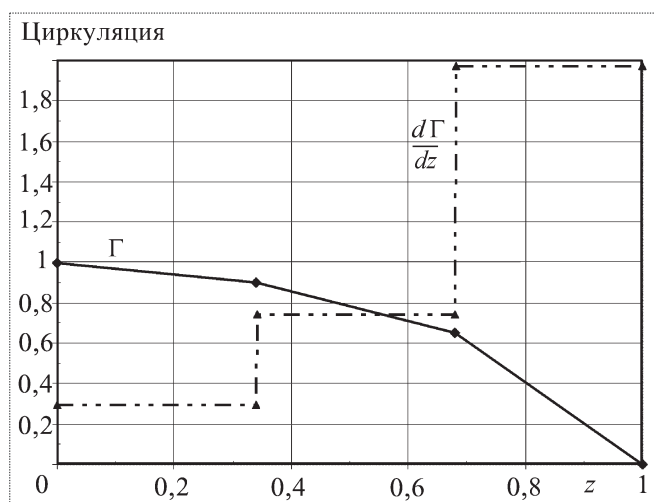


Рис. 1. Иллюстрация к методу расчета

крыла, а также при исследовании работы элеронов, влияния упругой крутильной деформации и решении других задач неизбежно возникают новые тригонометрические ряды. Все это приводит к тому, что даже при максимальном упрощении, при использовании трех-четырех гармоник, метод расчета остается чрезвычайно громоздким и, насколько известно, фактически не используется в практике инженерных расчетов.

В статье предлагается изменить подход к решению интегро-дифференциального уравнения и кардинально упростить всю процедуру расчета. Суть изменения заключается в отказе от требования описания распределения циркуляции в виде гладкой кривой и представлении искомого распределения циркуляции кусочно-линейным контуром в соответствии с выбранным разбиением размаха крыла на участки. Общая же идеология метода Прандтля при этом остается без изменений: считается, что любое из сечений крыла "работает" в условиях своего невозмущенного (с учетом местного скоса) потока и интенсивность вихревых нитей, сходящих с данной полоски крыла, определяется местной производной от циркуляции $d\Gamma/dz$.

При таком подходе интегрирование по размаху крыла заменяется суммированием по его дискретным элементам и далее, как обычно, решается система алгебраических уравнений, число которых определяется числом сечений размаха.

Особенности предлагаемого подхода иллюстрируются графиком, приведенным на рис. 1.

При расчете могут возникнуть два вопроса: не потребуется ли для корректности решения вводить в точках излома контура Γ сосредоточенные вихри конечной интенсивности, поскольку производная $d\Gamma/dz$ терпит в этих точках разрыв? Для ответа на данный вопрос в окрестности одной из точек излома контура Γ выделим узкий интервал, включающий эту точку. Далее начнем стягивать к точке излома его границы. Ввиду того, что в пределе, при стремлении интервала к нулю, значения функции Γ на обеих границах будут одинаковы, вводить свободный вихрь конечной интенсивности в точке излома контура Γ нет необходимости;

если распределенные по каждому из участков вихревые нити заменить их "равнодействующим" сосредоточенным вихрем, каковы будут характеристики этого вихря? Ответ на этот вопрос очевиден: интенсивность вихря будет равна сумме интенсивностей элементарных вихрей, а "точка приложения" вихря ввиду равномерного распределения элементарных вихрей будет в середине соответствующего участка.

Итак, перечислим характерные моменты предлагаемого метода:

а) как и в обычных решениях, аэродинамические характеристики профилей считаются известными и включаются в расчет через уравнения связи с той разницей, что зависимость $c_y(\alpha)$ может быть и нелинейной; в этом случае используется метод последовательных приближений;

б) ввиду принятого линейного распределения циркуляции по длине каждого отсека интенсивность элементарных свободных вихрей оказывается распределенной по отсеку равномерно, и поэтому при вычислении индуцированного вихрями скоса в каком-либо сечении можно заменить соответствующий интеграл моментом "равнодействующего" на каждом отсеке вихря, считая его расположенным в центре отсека;

в) для отсека с номером I производную от циркуляции обозначим $d\Gamma/dz|_I = (d\Gamma/dz)_0|_I + X(I)$, где первый член в правой части — принятое в качестве начального (исходного) распределение циркуляции, а второй член — разыскиваемая поправка;

г) для сечения крыла с номером K циркуляция записывается в виде $\Gamma(K) = \Gamma_0(K) + \sum X(I) \Delta L$, где Γ_0 — начальное (исходное) значение циркуляции, а второй член — накопленная поправка (здесь I изменяется от 1 до K ; ΔL — длина отсека, в данном случае одинаковая для всех отсеков);

д) составляя алгебраические уравнения, эквивалентные интегральному, для всех сечений крыла, кроме концевых, получаем $N-1$ уравнение; последнее уравнение, замыкающее систему, записываем (при постулированном условии $\Gamma = 0$ на концах) в виде $X(1) + X(2) + \dots + X(N) = 0$ (в случае равномерного разбиения размаха крыла);

е) ввиду линейности интегрального уравнения получим систему из N линейных алгебраических уравнений, решить которую нетрудно даже при относительно большом числе неизвестных (т.е. участков разбиения).

Примечания: 1. При задании исходного распределения должно быть выполнено единственное условие $\Gamma_0(0) = \Gamma_0(N) = 0$.

2. Ввиду существенной неравномерности кривизны эпюры циркуляции может возникнуть необходимость в дополнительных (одном-двух) дроблениях крайних отсеков; запись коэффициентов при этом усложняется незначительно.

Следует отметить, что метод решения построен для расчета несимметричного в общем случае течения (или крыла), и поэтому включает расчет всего крыла. При расчете симметричного обтекания число уравнений может быть уменьшено.

Итак, уравнения Прандтля записываются для узлов (для границ участков), и в этих же сечениях определяются искомые значения циркуляции. Исходный вид уравнения Прандтля для произвольного i -го сечения:

$$\Gamma(z_i) = c_y^\alpha b(z_i) \frac{V_\infty}{2} [\alpha_0 + \Delta\alpha_{\text{кр}}(z_i)] - c_y^\alpha b(z_i) \frac{57,3}{8\pi} \int_{-L/2}^{L/2} \frac{d\Gamma/dz}{(z_i - z)} dz.$$

Используя изложенное выше, можем записать соответствующее алгебраическое уравнение, например, для сечения № 2 в следующем виде (при равномерном делении размаха):

$$X(1) + X(2) + c_y^\alpha b(2) \frac{57,3}{8\pi} \left[\frac{X(1)}{z(2) - \tilde{z}(1)} + \frac{X(2)}{z(2) - \tilde{z}(2)} + \dots + \frac{X(N)}{z(2) - \tilde{z}(N)} \right] = c_y^\alpha b(2) \frac{V_\infty}{2 \Delta L} [\alpha_0 + \Delta\alpha_{\text{кр}}(2)] - c_y^\alpha b(2) \frac{57,3}{8\pi} \left[\frac{\Gamma_{z0}(1)}{z(2) - \tilde{z}(1)} + \frac{\Gamma_{z0}(2)}{z(2) - \tilde{z}(2)} + \dots + \frac{\Gamma_{z0}(N)}{z(2) - \tilde{z}(N)} \right] - \frac{\Gamma_0(2)}{\Delta L},$$

$$+ \frac{X(3)}{z(2) - \tilde{z}(3)} + \dots + \frac{X(N)}{z(2) - \tilde{z}(N)}] = c_y^\alpha b(2) \frac{V_\infty}{2 \Delta L} [\alpha_0 + \Delta\alpha_{\text{кр}}(2)] - c_y^\alpha b(2) \frac{57,3}{8\pi} \left[\frac{\Gamma_{z0}(1)}{z(2) - \tilde{z}(1)} + \frac{\Gamma_{z0}(2)}{z(2) - \tilde{z}(2)} + \dots + \frac{\Gamma_{z0}(N)}{z(2) - \tilde{z}(N)} \right] - \frac{\Gamma_0(2)}{\Delta L},$$

где c_y^α — производная коэффициента подъемной силы по углу атаки для профиля в рассматриваемом сечении крыла; $b(2)$ — хорда сечения крыла; $\Delta\alpha_{\text{кр}}(2)$ — угол геометрической крутки сечения крыла; $X(I)$ — поправка к исходной интенсивности вихрей на I -м отсеке; $z(2)$ — координата расчетного сечения; $\tilde{z}(I)$ — координата I -го вихря (т.е. координата середины I -го отсека); $\Gamma_{z0}(I)$ — исходное значение $d\Gamma/dz$ на I -м отсеке.

В итоге получаем стандартную систему линейных алгебраических уравнений относительно неизвестных $X(1), \dots, X(N)$, в которой I -е уравнение записывается в виде

$$A_{I1} X(1) + A_{I2} X(2) + \dots + A_{IN} X(N) = B_I.$$

При записи уравнений в случае неравномерного деления размаха крыла приведенные уравнения (включая последнее) умножаются на ΔL , после чего проставляются соответствующие индексы.

Решение полученной системы в случае $N = 10 \dots 20$ элементарно и ведет себя чрезвычайно устойчиво. Практика расчетов показала, что полученные значения циркуляции в районе концов крыла оказываются ниже найденных классическими методами. Разница составляет от нескольких до десяти процентов в зависимости от удлинения крыла. Эту погрешность можно уменьшить, увеличив число расчетных сечений или введя корректирующий множитель, зависящий от удлинения крыла и координаты z .

На рис. 2 приведено сравнение результатов расчетов по изложенному методу с расчетами Ка-рафоли. Рассматривалось обтекание прямоугольного крыла с исходным удлинением $\lambda = 7$ при числах M , равных 0 и 0,8. Расчет для $M = 0,8$ выполнялся с использованием теории подобия. При

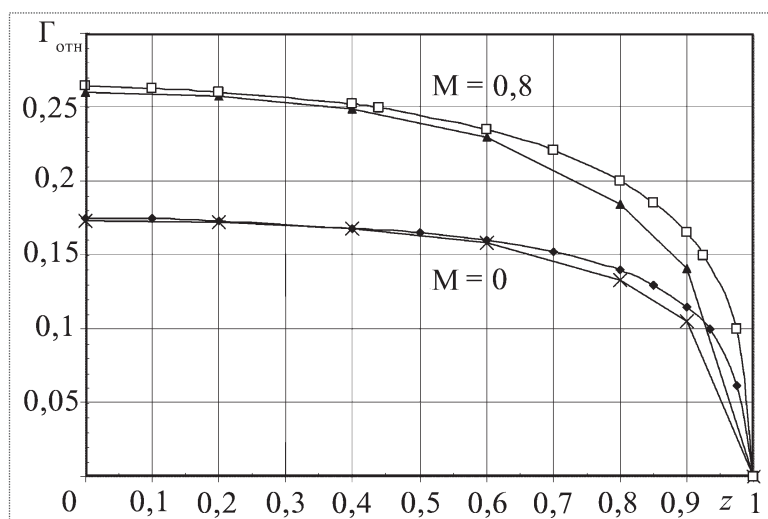


Рис. 2. Распределения циркуляции по крылу, полученные с использованием классического [3] и предлагаемого методов:

×, ▲ – предлагаемый метод; ◆, □ – метод, приведенный в [3];

$\Gamma_{отн} = \frac{\Gamma}{2 L_{кр} V_{\infty} \alpha_{\infty}}$, где $L_{кр}$ – размах крыла

этом при представлении рассматриваемого крыла в расчетных условиях в виде фиктивного крыла в несжимаемом потоке бралось фиктивное удлинение $\lambda_i = \lambda \sqrt{1 - M^2} = 4,2$.

Из приведенных на рис. 2 графиков видно, что даже при небольшом числе сечений по размаху крыла ($N = 10...12$) соответствие результатов предлагаемого и точного расчетов является удовлетворительным. Что касается участка $z = 0,8...1$, то простейшим способом коррекции погрешности на этом участке является уменьшение длины отсеков и проведение сплайна в виде горизон-

тальной параболы или любой другой подходящей по характеру кривой.

Определение индуктивного сопротивления крыла $c_{x инд}$ при использовании предлагаемого метода также не представляет сложности и проводится при завершении основного этапа расчета, когда найдены распределения по размаху циркуляции и скосов потока. Данный расчет представляет собой суммирование проекций подъемных сил отсеков на ось x_1 .

Для оценки степени соответствия результатов расчетов предлагаемым и классическим методами использовались данные для прямоугольных крыльев различных удлинений, приведенные в [2]. Число отсеков было небольшим. Результаты расчетов приведены на рис. 3.

Следует отметить, что результирующая погрешность изложенного метода расчета (по интегральным характеристикам) не превышает нескольких процентов. Такая точность вполне достаточна для инженерных расчетов.

Расчет интерференции крыла и корпуса

В настоящее время известно несколько способов расчета интерференции. Достаточно интересен не используемый у нас метод Мультихуппа, предложенный им в 1941 г. Суть метода заключается в том, что исходная конфигурация крыла и цилиндрического корпуса (необязательно круглого) при помощи конформного преобразования переводится в новый контур, в котором поперечное сечение корпуса представляется отрезком вертикальной оси, а плоскость крыла несколько деформирована. Выражение для циркуляции преобразованного крыла записывается в форме обычного интегро-дифференциального уравнения Прандтля для изолированного крыла с той разницей, что длины хорд и установочные углы атаки преобразованного крыла получаются умножением исходных на функцию, определяемую использованным преобразованием [2, 4].

После вычисления распределения циркуляции можно, перейдя к первоначаль-

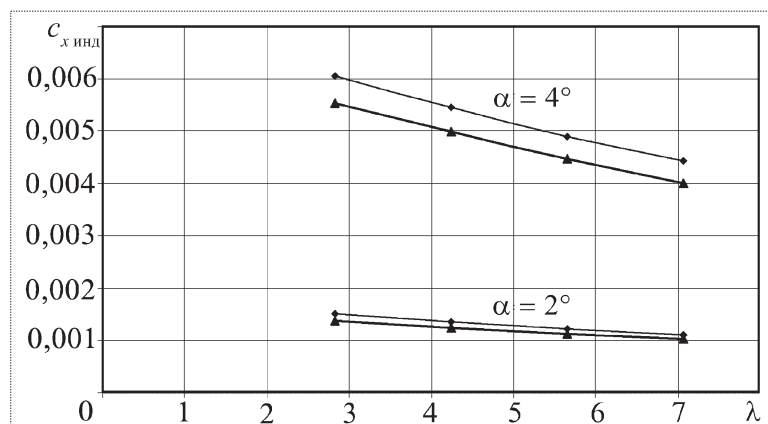


Рис. 3. Индуктивное сопротивление крыла для двух значений угла атаки α , полученное предлагаемым и классическим [2] методами:

◆ – предлагаемый метод; ▲ – классический метод

ным переменным, получить распределение циркуляции по реальному размаху крыла и по поперечному сечению корпуса, а также суммарные силы, действующие на крыло и корпус.

Другой метод, широко используемый и доведенный до очень простых формул и графиков, следует из теории тонкого тела [5].

Наконец, известен метод зеркальных изображений, используемый для расчета обтекания в случае наличия границ расчетной области и сводящийся к введению в некоторые точки пространства фиктивных (так называемых сопряженных) вихрей.

Предлагается соединить представленный метод расчета крыла с методом зеркальных изображений. При этом поскольку свободные вихри крыла являются полубесконечными, следует и сопряженные вихри, вводимые внутрь корпуса, считать полубесконечными.

Таким образом, доработка предлагаемого метода, обусловленная присутствием корпуса, сводится к учету следующих факторов:

1) на консолях крыла возникают дополнительные углы атаки, обусловленные нормальными к крылу и оси корпуса скоростями от потенциального обтекания корпуса;

2) для совокупности свободных вихрей, сходящих с крыла, осуществляется непосредственный учет граничных условий в части требования о непроницаемости поверхности корпуса; в случае круглого корпуса этот учет сводится к введению внутрь него семейства сопряженных вихрей, связанных с исходной совокупностью свободных вихрей крыла, в соответствии с известным правилом $R_{\text{сопр } i} = R_{\text{корп}}^2 / R_{\text{своб } i}$, где $R_{\text{сопр } i}$, $R_{\text{своб } i}$ — радиусы сопряженных и свободных вихрей соответственно; $R_{\text{корп}}$ — радиус корпуса;

3) несущий вихрь консоли крыла не может оборваться у поверхности корпуса, а сопряженный вихрь не может, внезапно возникнув, висеть изолированно внутри корпуса. В рамках принятой схематической модели явления эта ситуация может быть разрешена единственным образом (как это показано для простейшего случая в работе [5]): на стыке консоли крыла с корпусом вводится вих-

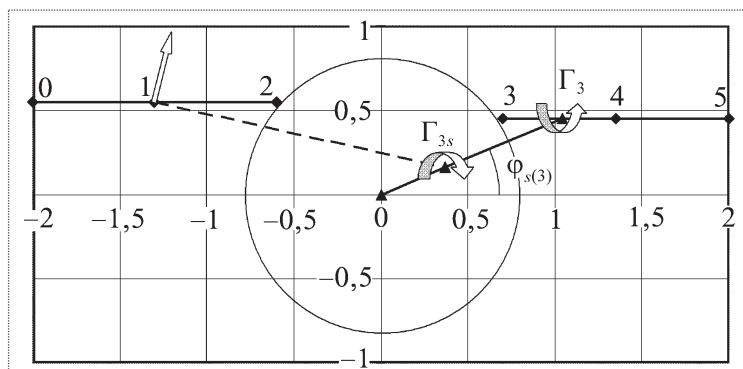


Рис. 4. Свободные (Γ_3) и сопряженные (Γ_{3s}) вихри крыла

ревая конструкция, в которой несущий вихрь консоли крыла входит внутрь корпуса и соединяется с сопряженными вихрями. Таким образом, в данной простой модели подкорпусная часть крыла заменяется несимметричной консолью крыла, занимающей часть диаметра корпуса (назовем ее центропланной частью крыла). Такие рассуждения применимы и к другой консоли крыла;

4) в уравнения Прандтля, записываемые для выделенных сечений крыла, вводятся дополнительные члены, учитывающие скос потока от сопряженных вихрей. При этом число неизвестных не возрастает, поскольку циркуляция сопряженных вихрей совпадает (с точностью до знака) с циркуляцией исходных свободных вихрей.

Механизм действия сопряженных вихрей на расчетные сечения консолей крыла в данном случае и схема отсчета для сечений иллюстрируются рис. 4 (для упрощения изложения все крыло размахом 4 м здесь разбито лишь на четыре отсека).

При расчете для каждого сечения крыла находят составляющие скорости, определяемые ориентацией сечения (угол ϕ_s) относительно плоскости натекания потока, расстоянием от поверхности корпуса и угловыми скоростями компоновки, после чего вычисляются геометрические и аэродинамические углы атаки сечений. Далее записываются уравнения—аналоги интегро-дифференциального уравнения крыла данной компоновки, в которые дополнительно к обычным свободным вихрям отсеков добавлены сопряженные вихри. В случае несреднеплана следует учитывать, что сопряженные вихри имеют координаты

$z^*(J_s)$ и $y^*(J_s) \neq 0$ (J_s — номер сопряженного вихря). При подсчете "плеч" сопряженных вихрей появятся радикалы, а индуцированные ими скорости в сечениях крыла уже не будут нормальными к размаху крыла. При этом, следуя общей идеологии метода Прандтля, при определении углов скола будем учитывать лишь нормальную к размаху составляющей скоростей.

Как видно из рассмотренной схемы, в излагаемом методе не накладывается каких-либо требований на взаимное расположение крыла и корпуса.

Общий вид алгебраического уравнения для произвольного сечения крыла (например, для сечения № 3) будет следующим (принято, что $\Gamma_0(I) = 0$):

$$\begin{aligned} & X(1) \Delta L_1 + X(2) \Delta L_2 + X(3) \Delta L_3 + \\ & + c_y^\alpha(3) b(3) \frac{57,3}{8\pi} \left[\frac{X(1) \Delta L_1}{z(3) - z^*(1)} + \frac{X(2) \Delta L_2}{z(3) - z^*(2)} + \dots \right. \\ & \dots + \frac{X(N) \Delta L_N}{z(3) - z^*(N)} - \frac{X(1)[z(3) - z^*(1s)] \Delta L_1}{\Delta R^2(3, 1s)} - \\ & - \frac{X(2)[z(3) - z^*(2s)] \Delta L_2}{\Delta R^2(3, 2s)} - \dots - \left. \frac{X(N)[z(3) - z^*(Ns)] \Delta L_N}{\Delta R^2(3, Ns)} \right] = \\ & = c_y^\alpha(3) b(3) \frac{V_\infty}{2} (\alpha + \Delta\alpha_{уст} + \Delta\alpha_{кр\text{ут } 3} - \alpha_{03}). \end{aligned}$$

В этом уравнении дополнительно используются: $\Delta R(3, 1s)$ — расстояние между сечением крыла № 3 и сопряженным вихрем № 1s; α — суммарный угол атаки в данном сечении крыла; $\Delta\alpha_{уст}$ — угол установки крыла (бортовой хорды) относительно оси корпуса; α_{03} — угол атаки профиля в сечении № 3, соответствующий условию $c_y = 0$.

Дополнительная особенность, отличающая расчет исследуемой компоновки от расчета изолированного крыла, связана с тем, что для изолированного крыла использовался сквозной проход отсеков от 1-го до N -го, поскольку эпюра циркуляции в функции боковой координаты была по определению непрерывной. В рассматриваемом же случае эта непрерывность в определенном смысле нарушается, на участке центроплана име-

ет место нелинейное преобразование координаты z , и деление на отсеки (каждому из которых должен отвечать определенный сопряженный вихрь) здесь остается неравномерным.

Чтобы снизить погрешность, связанную с приближенным учетом этой нелинейности, проход отсеков с 1-го до отсека № $N/2$ осуществляется, как обычно, слева направо, а остальные проходятся справа налево, т.е. с N -го, поскольку граничное условие в крайних сечениях точно известно: $\Gamma(0) = \Gamma(N+1) = 0$. Таким образом, например, при $N = 12$ приведенная выше форма уравнений используется до значения $N = 6$, для остальных N — форма другая.

Например, для сечения № 10 уравнение будет иметь вид

$$\begin{aligned} & - X(10) \Delta L_{10} - X(11) \Delta L_{11} - X(12) \Delta L_{12} + \\ & + c_y^\alpha(10) b(10) \frac{57,3}{8\pi} \left[\frac{X(1) \Delta L_1}{z(10) - z^*(1)} + \frac{X(2) \Delta L_2}{z(10) - z^*(2)} + \dots \right. \\ & \dots + \frac{X(N) \Delta L_N}{z(10) - z^*(N)} - \frac{X(1)[z(10) - z^*(1s)] \Delta L_1}{\Delta R^2(10, 1s)} - \\ & - \frac{X(2)[z(10) - z^*(2s)] \Delta L_2}{\Delta R^2(10, 2s)} - \dots - \left. \frac{X(N)[z(10) - z^*(Ns)] \Delta L_N}{\Delta R^2(10, Ns)} \right] = \\ & = c_y^\alpha(10) b(10) \frac{V_\infty}{2} (\alpha + \Delta\alpha_{уст} + \Delta\alpha_{кр\text{ут } 10} - \alpha_{010}). \end{aligned}$$

Сравнение решения по изложенному методу с одним из известных решений (отношение диаметра корпуса к размаху крыла $D_{корп} / L_{кр} = 0,2$ при $M = 0,6$) приведено на рис. 5.

Видно хорошее соответствие в распределении циркуляции по размаху консоли крыла, но распределения по центроплану имеют различный характер. Последнее объясняется различием физических моделей, используемых в методах: в [4] расчет проводится по методу Мультхоппа, в котором поперечное сечение корпуса переводится в вертикальный отрезок при помощи конформного преобразования; в предлагаемом же методе часть диаметра корпуса относится к крылу, т.е. заменяется горизонтальным отрезком. При этом интегральная величина нагрузки по центроплану в двух методах отличается от соответствующей

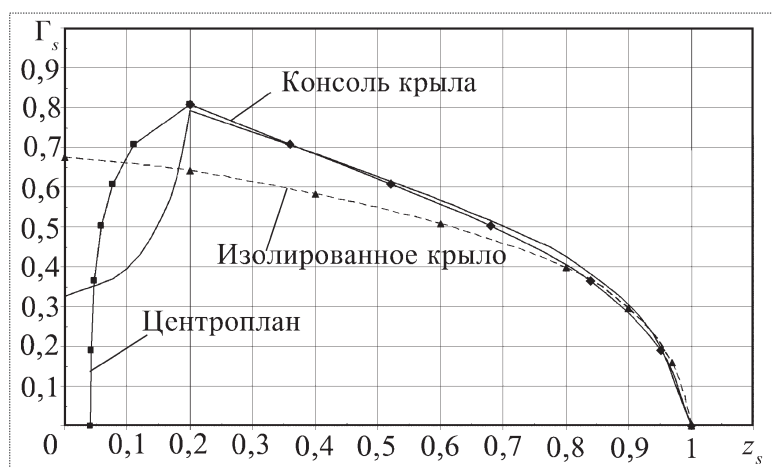


Рис. 5. Сравнение результатов расчета предлагаемым методом с решением по Мультхоппу:

— решение Мультхоппа; ----▲----, —◆—, —□— расчет предлагаемым методом

величины, рассчитанной по теории тонкого тела, на $\pm 10\%$, что можно считать допустимым.

Расчет сопротивления

В классическом методе расчета крыла при обводах, отличающихся от эллиптических, коэффициент индуктивного сопротивления выражается через коэффициенты тригонометрического ряда, которым представляется распределение циркуляции: $c_{x\text{ инд}} = \frac{c_y^2}{\pi \lambda} \sum \frac{n A_n^2}{A_1^2}$. Приводя эту

формулу к виду, характерному для эллиптического крыла, получим $c_{x\text{ инд}} = (1 + \delta) c_y^2 / (\pi \lambda)$, что ничуть не проще, так как требуется либо вычислять m коэффициентов ряда, либо подыскивать δ для близких форм.

В предлагаемом методе коэффициент индуктивного сопротивления рассчитываемого крыла определяется простым суммированием по отсечкам, так как определение сходов потока в отсеках является частью процедуры расчета.

Общее сопротивление крыла, как принято, получается суммированием индуктивного и профильного сопротивлений, причем последнее, как правило, берется из эксперимента.

При расчете сопротивления компоновки "корпус—крыло" возникают три характерных момента, отличающих этот случай от расчета изолированного крыла:

1. Как показано выше, имеет место существенное подгружение консолей крыла (в основном корневых сечений), т.е. они обтекаются местным потоком под большим (относительно фиктивного изолированного крыла) углом атаки. Учитывая, что при большой дозвуковой скорости (при числах M около 0,7) наблюдается быстрый рост профильного сопротивления начиная с угла атаки в $2-3^\circ$, а также то обстоятельство, что корневые сечения имеют, как правило, наибольшую хорду и (особенно на самолетах) наибольшую относительную толщину, легко понять, что в этих условиях упрощенные методы расчета могут давать заметное занижение сопротивления.

2. Увеличение местного угла атаки корневых сечений крыла относительно невозмущенного значения может значительно снизить индуктивное сопротивление корневых сечений и (теоретически) привести к его реверсу.

3. Подъемная сила, реализующаяся на корпусе вследствие влияния крыла, направлена по нормали к оси корпуса, и поэтому ее составляющая по оси x целиком определяется величиной угла атаки: $\Delta c_{x\text{ корп}} = \Delta c_{y\text{ корп}} \sin \alpha_{\text{корп}}$.

В заключение отметим, что простота предложенного метода расчета характеристик крыла органически сочетается с простотой и наглядностью метода несущей линии Прандтля. Обеспечиваемая им точность приближается к точности классического метода, при этом его использование позволяет избежать весьма громоздких вычислений. Эти качества предложенного метода делают его удобным для инженерных расчетов.

Список литературы

1. Аржаников Н.С., Мальцев В.Н. Аэродинамика. М.: Оборонгиз, 1956. 483 с.
2. Караколи Е. Аэродинамика крыла самолета. М.: Изд-во АН СССР, 1956. 479 с.
3. Караколи Е. Аэродинамика больших скоростей. М.: Изд-во АН СССР, 1960. 739 с.
4. Доновэн А.Ф., Лоуренс Г.Р. Аэродинамика частей самолета при больших скоростях. М.: ИЛ, 1959. 702 с.
5. Нилсен Дж. Аэродинамика управляемых снарядов. М.: Оборонгиз, 1962. 475 с.



СЕМЁНОВ
Михаил Юрьевич —
главный инженер Акаде-
мии бюджета и казначей-
ства Минфина России,
кандидат техн. наук



ФОМИНА
Людмила Петровна —
начальник лаборатории
НПЦГ "Салют", кандидат
техн. наук

Оценка сопротивления заеданию деталей, подвергнутых химико-термической обработке

М.Ю. Семёнов, Л.П. Фомина

E-mail: info@salut.ru

Проведен анализ соотношений, характеризующих влияние физических свойств сталей, подвергнутых химико-термической обработке, на их способность к образованию адгезионных связей и сопротивление заеданию деталей из этих сталей. Показана определяющая роль поверхностных высокопрочных карбонитридных и оксидных пленок в предотвращении схватывания. Предложен подход к количественной оценке сопротивления заеданию сталей, подвергнутых химико-термической обработке в целях оптимального выбора вида и режима обработки.

Ключевые слова: зубчатые колеса; заедание; химико-термическая обработка; адгезия.

M.Yu. Semenov, L.P. Fomina. Measuring Sliding Resistance Of Elements Sub-
jected To Surface Impregnation

The article reviews the correlations arising from the effects of the physical properties of surface impregnated steels on their ability to form up adhesive bonds with account of their sliding resistance. It shows the vital role of carbonitride and oxidation coatings in preventing bond seizure, and offers a method of quantitative assessment of the sliding resistance of steels, subjected to surface impregnation in order to determine the most effective coatings.

Key words: toothed gear; scuffing; surface impregnation; adhesion.

Научное обоснование рациональной области применения технологий хими-
ко-термической обработки (ХТО) — азотирования, цементации, карбонитри-
рования и нитроцементации — для упрочнения зубчатых колес и других высо-
конагруженных деталей на основе комплексной оценки их эффективности является
одной из наиболее актуальных задач прикладной науки о материалах.

Применение вычислительной техники, математического моделирования и мето-
дов оптимизации открывает широкие возможности рационального выбора режимов
поверхностного упрочнения на основе учета факторов, отражающих техническую,
технологическую и экономическую эффективность каждого способа ХТО.

Оценку технической эффективности каждого из технологических способов уп-
рочнения необходимо проводить на основе определения допустимых нагрузок, ок-
ружных скоростей и геометрических параметров зубчатых колес по критериям сопро-
тивления контактной усталости и заеданию — главным показателям работоспособно-
сти высоконагруженных зубчатых передач.

При этом, если для точной количественной оценки критерия сопротивления кон-
тактной усталости разработаны научно и практически обоснованные подходы, то для
определения расчетным путем критерия сопротивления заеданию, учитывающего
физические свойства диффузионных слоев комплексно-легированных сталей, на-
дежная методика отсутствует.

Общеизвестно, что применение диффузионного насыщения, преимущественно угле-
родом и азотом, в большой степени повышает сопротивление сталей схватыванию. Однако
практическому применению ХТО для повышения стойкости зубчатых колес к заеданию в

трибологических исследованиях уделяется недостаточное внимание. Конкретные рекомендации по выбору даже таких широко распространенных процессов, как цементация и азотирование, отсутствуют.

В настоящее время разработаны и апробированы на практике принципы температурного расчета зубчатых зацеплений, учитывающие свойства теплопроводности материалов, а также условия нагружения и скольжения в трибологической паре, дающие возможность определять значения температуры вспышки [1, 2]. Полученные пиковые значения температуры оцениваются по соблюдению температурного условия существования смазочного слоя. Вместе с тем температурные расчеты не учитывают металлургические аспекты явления заедания или учитывают их не в полном объеме.

В работе [1] поставлен вопрос о влиянии насыщенности углеродом в цементованных зубчатых колесах, а также легирования стали на теплопроводность и температуропроводность. Повышенные значения концентраций углерода, легирование хромом, а также наличие избыточных фаз приводят к значительному снижению теплопроводности и температуропроводности (для цементованных слоев в обычной цементуемой стали типа 40Х, согласно [1], примерно в 1,6 и 2,3 раза соответственно) и как следствие к повышению температуры вспышки, отрицательно влияющему на стойкость смазочного слоя, вплоть до его разрушения.

В связи с этим авторы указанной работы рекомендуют использовать расчетные соотношения для определения критерия сопротивлению заеданию зубчатых колес, подвергнутых ХТО, с особой осторожностью.

На наш взгляд, данный подход к учету химического и фазового состава цементованных и азотированных сталей является односторонним, поскольку не учитывает общеизвестное положительное влияние ХТО на увеличение сопротивления заеданию за счет качественного изменения структуры, а следовательно, и физических свойств упрочняемых поверхностей.

В результате измененной в ходе ХТО структуры сталей возникает целый комплекс факторов, которые могут быть причиной повышения их сопротивлению заеданию. Для разработки адекватной модели, связывающей характеристики насыщенности стали с сопротивлением заеданию, требуется вычлнить ведущие факторы, по возможности исключив второстепенные.

При насыщении высоколегированных сталей углеродом и (или) азотом имеет место их кратное упрочнение за счет как повышения насыщенности твердого раствора, так и формирования развитой карбонитридной фазы. Частицы карбонитридов обладают способностью экранировать твердый раствор, препятствуя образованию адгезионных

связей между взаимодействующими металлическими поверхностями в трибологической паре. Карбонитридные частицы практически не взаимодействуют с твердорастворными областями. Кроме того, ввиду их высокой температурной стойкости маловероятно образование адгезионных связей между карбонитридными частицами взаимодействующих поверхностей.

Повышение сопротивлению заеданию рабочих поверхностей, упрочненных науглероживанием и (или) азотированием, может также быть связано с действием тонкой поверхностной пленки сложного состава, образующейся в ходе ХТО, которая действует как одновременно с масляным слоем, так и при его разрушении (испарении). Такая пленка, состоящая из карбонитридов и оксидов, характеризуется очень высокими прочностными характеристиками. Эффект влияния оксидных пленок на повышение сопротивлению заеданию хорошо изучен на примере различных металлов [3]. Аналогичное действие оказывают и другие высокотвердые соединения металлов, в частности, галогениды.

Соотношение, связывающее температуру вспышки и число адгезионных связей, предложено в работе [4]:

$$x = \alpha A (p/H) v^{-m} \exp(-W_x / (RT_x)), \quad (1)$$

где x — число адгезионных связей; α — доля металлического контакта; A — предэкспоненциальный множитель; p — удельная нагрузка; H — твердость более мягкого из контактирующих материалов; v — скорость относительного перемещения; m — константа уравнения; W_x — энергия активации образования адгезионных связей; R — универсальная газовая постоянная; T_x — температура процесса.

В работах [4, 5] показано, что процесс заедания происходит в три этапа, каждый из которых характеризуется определенной температурой и значением коэффициента трения. Температура и коэффициент трения связаны с силой адгезионного взаимодействия. Высказано мнение, что еще до полного разрушения смазочного слоя, приводящего к лавинообразному увеличению мощности адгезии и коэффициента трения, происходящего при превышении критической для данной трибологической пары температуры, существует промежуточный этап, когда адгезионные связи уже присутствуют, но их количество невелико. В этот момент происходит схватывание обнажившихся вершин микронеровностей на отдельных участках поверхности контакта и их разрушение. Впрочем, вторая стадия реализации процесса заедания и развития температурной вспышки может совмещаться с третьей стадией лавинообразного образования адгезионных связей, сопровождающегося разрушением микрооча-

гов схватывания, приводящим к появлению наростов, борозд и других недопустимых видов повреждений.

Именно на втором этапе, еще до полного разрушения слоя смазки, может проявляться экранирующая способность поверхностной пленки и избыточной фазы.

Из выражения (1) очевидным образом следует выражение, связывающее критическую температуру $T_{кр}$ с критическим числом адгезионных связей $x_{кр}$ [3]:

$$T_{кр} = W_x / [R \ln(\alpha A v^{-m} p / (H x_{кр}))]. \quad (2)$$

Из формулы (2) следует, что если экранирующая твердый раствор высокопрочная фаза занимает только небольшую часть взаимодействующей в трибологическом сопряжении поверхности, то имеет место уменьшение числа α , мало влияющего на общий результат. С другой стороны, экранирующее действие более или менее сплошной поверхностной пленки приводит к увеличению энергии активации адгезионных связей W_x и, соответственно, повышает значение критической температуры по линейному закону. Таким образом, влияние поверхностной пленки кратно превосходит влияние карбонитридной фазы, занимающей лишь долю объема упрочненной ХТО стали.

Поэтому влиянием объемной карбонитридной фазы вполне допустимо пренебречь. В связи с этим, а также принимая во внимание, что заедание развивается уже после практически полного разрушения граничных смазочных слоев, значение α можно принять равным единице.

Энергия, необходимая для процесса схватывания, численно равна разности работ сил поверхностного натяжения на границе между каждым из взаимодействующих металлических тел и среды, в которой они находятся, и силы поверхностного натяжения на границе раздела этих твердых тел [6]:

$$W_x = S(g_{10} + g_{20} - g_{12}), \quad (3)$$

где S — единичная площадь сечения образующегося адгезионного мостика; g_{10} и g_{20} — поверхностные энергии границ раздела металл—среда; g_{12} — поверхностная энергия границы раздела твердых тел.

Даже в случае взаимодействия разнородных металлов g_{12} всегда пренебрежимо мало по сравнению с g_{10} и g_{20} , а при взаимодействии двух стальных поверхностей тем более. Очевидно, что g_{10} и g_{20} практически равны. Поэтому для случая взаимодействия нагруженных стальных поверхностей принимаем

$$W_x = 2Sg, \quad (4)$$

где g — поверхностная энергия границы раздела металл—среда.

Учитывая пропорциональную зависимость энергии активации образования адгезионных связей и по-

верхностной энергии, получаем соотношение критической температуры заедания, учитывающее защитное действие поверхностной оксидной пленки:

$$T_{кр}^* = (g^* / g) T_{кр}, \quad (5)$$

где g^* — поверхностная энергия оксидной пленки.

Критерием предотвращения заедания в рассматриваемом случае является

$$T_{кр}^* > T_{об} + T_{всп}, \quad (6)$$

где $T_{об}$ — объемная температура металла детали; $T_{всп}$ — температура вспышки, рассчитанная по известным формулам, описывающим температурный режим в пятне контакта.

Согласно [3] поверхностная энергия тела, имеющая первостепенное значение для оценки силы адгезионного взаимодействия, может быть наиболее очевидным образом определена на основании уравнения Гилмана

$$g = (E / y_0) (a_0 / \pi)^2, \quad (7)$$

где E — модуль упругости (Юнга); y_0 — расстояние между соседними плоскостями расщепления; a_0 — радиус действия межатомных сил притяжения.

Величины y_0 и a_0 известны. Влияние ХТО на модуль упругости стали требуется обсудить дополнительно.

При количественном расчете следует учитывать, что модуль Юнга является функцией температуры, от которой на рассматриваемом температурном интервале, значительно удаленном от 0 К, модуль упругости изменяется по закону, близкому к линейному.

Концентрация насыщающих элементов и кислорода в стали влияет на модуль Юнга не однозначно. Как известно, повышение концентрации углерода и азота в твердом растворе железа сказывается на изменении модуля упругости малозначительно.

Вместе с тем при насыщении стали свыше предельной растворимости насыщаемых элементов и образовании химических соединений железа с азотом, углеродом и кислородом может происходить весьма значительное изменение модуля упругости, в особенности непосредственно на поверхности, подвергаемой диффузионному насыщению.

В работе [7] представлены результаты тонкого анализа поверхностных нанослоев сталей аустенитного класса, подвергнутых азотированию в плазме тлеющего разряда при 380...480 °С. При различных вариантах обработки значения модуля Юнга на глубине 100...250 нм от поверхности могут достигать 250...290 ГПа при обычных значениях модуля упругости на глубине слоя в 200...220 ГПа. Оже-электронная спектроскопия показала, что насыщенность азотом приповерхностной зоны, характеризующейся аномально высокими значениями модуля Юнга, составляет 20...30 атомных процентов, что соответствует насыщенности, близкой к сплошной нитридной пленке.

Наблюдаемое повышение модуля упругости в обрабатывавшейся в результате ХТО приповерхностной высокопрочной пленке (на 20...40 % по сравнению с внутренними слоями стали) в соответствии с формулами (5) и (7) повлечет соразмерное повышение значения критической температуры.

В соответствии с существующими технологиями производства высоконагруженных авиационных зубчатых колес после химико-термической обработки такие детали подвергают шлифованию на 0,1...0,2 мм, что приводит к полному уничтожению приповерхностной пленки и, как следствие, к снижению потенциально возможной высокой способности к сопротивлению материала заеданию. В связи с изложенным представляется целесообразным при дальнейших исследованиях химико-термической обработки зубчатых колес, работоспособность которых лимитируется сопротивлением заеданию, проработать вопрос о применении низкотемпературных режимов азотирования и карбонитрирования вместо высокотемпературных режимов ХТО для исключения необходимости финишного шлифования. В полной мере позитивная роль приповерхностных пленок проявляется у тех зубчатых колес, для которых ХТО является заключительной обработкой, а также в инструментальных материалах, для которых важно предотвращение схватывания. Рассматриваемый фактор повышает значимость таких современных методов ХТО, в частности азотирования, которые проводятся без финишного шлифования.

Для оценки способности зубчатых колес, подвергнутых ХТО, сопротивляться заеданию, на наш взгляд, требуется также принимать во внимание температуру окончательной (отделочной) термической обработки, предусмотренной соответствующим технологическим процессом. Хотя авторы работы [5] полагают, что температурная вспышка на своей третьей стадии, приводящей к необратимым последствиям, соизмерима с температурами плавления металлов, представляется весьма опасным систематическое превышение температуры окончательной термообработки.

Как показывает практика, превышение данной температуры приводит к разупрочнению матрицы материала, которое может вызвать разрушение поверхностных высокопрочных пленок вследствие разупрочнения лежащих ниже диффузионных слоев и, как следствие, резкое снижение сопротивления заеданию. Для ионной цементации такая температура равна 250 °С, температуре отпуска после закалки, следующей за науглероживанием. При нитроцементации температура такого отпуска принята несколько выше. Для азотированных слоев характерна более высокая теплостойкость, в частности, обусловленная тем, что насыщение азотом является завершающей операцией процесса ХТО.

Следует также отметить влияние длительности существования фактического пятна контакта (эффект Борзова). Этот эффект проявляется в повышении нагрузок заедания взаимодействующих поверхностей при повышении скорости их относительного перемещения в трибологическом сопряжении. Авторы работы [5] объясняют данное явление пребыванием молекул смазочного материала в адсорбированном состоянии на металлической поверхности в течение некоторого времени, соизмеримого при высоких скоростях скольжения с продолжительностью существования фактического пятна контакта.

Вместе с тем в настоящее время учитывать данное явление при расчетах на заедание затруднительно ввиду крайней сложности оценки влияния адсорбции вещества смазки на энергию активации образования адгезионных связей.

Таким образом, на основе анализа физических представлений о развитии адгезионных связей при зацеплении, приводящих к заеданию, в настоящей статье определены подходы к количественному учету влияния свойств металлической поверхности, подвергнутой химико-термической обработке, на сопротивление высоколегированных сталей схватыванию. Показано, что определяющее значение для предотвращения заедания имеет высокопрочная поверхностная пленка, образующаяся при ХТО зубчатых колес. Влияние действия такой пленки предлагается учитывать на основе оценки изменения поверхностной энергии стали, подвергнутой ХТО. При установлении критической температуры заедания представляется целесообразным также принимать во внимание температуру разупрочнения взаимодействующих поверхностей, зависящую от реализуемого способа химико-термической обработки.

Абстракт

1. Чичинадзе А.В., Браун Э.Д., Кожемякина В.Д. Трибологический тепловой режим в зубчатых передачах // Машиностроитель. 2000. № 10. С. 36–46.
2. Трение, износ и смазка / А.В. Чичинадзе, Э.М. Берлинер, Э.Д. Браун и др. М.: Машиностроение, 2003. 576 с.
3. Бакли Д. Поверхностные явления при адгезии и фрикционном взаимодействии. М.: Машиностроение, 1986. 360 с.
4. Буяновский И.А. Роль поверхностных взаимодействий в трибологическом процессе // Химия и технология топлив и масел. 1992. № 11. С. 7–13.
5. Буяновский И.А., Гурский Б.Э. Три стадии проявления температурной вспышки при трении // Трение и износ. 1998. Т. 19. № 2. С. 187–193.
6. Крагельский И.В. Трение и износ. М.: Машиностроение, 1968. 480 с.
7. Oliveira R.M., Ueda M., Silva L.L.C. and other. Characteristics of Austenitic Stainless Steel Nitrided in a Hybrid Glow Discharge Plasma // Brazilian Journal of Physics. 2009. Vol. 39. № 3. P. 554–558.



БЛЕДНОВА
Жесфина Михайловна —
зав. кафедрой Кубанского
государственного техноло-
гического университета,
профессор, доктор техн.
наук



ГАЛКИН
Валерий Владимирович —
заместитель генерального
директора по науке ОАО
"Сатурн" (г. Краснодар),
кандидат техн. наук



ПРОЦЕНКО
Николай Александрович —
аспирант Кубанского го-
сударственного техноло-
гического университета

Байпасное устройство с использованием материалов с памятью формы для обеспечения работоспособности ЛИАБ космического назначения

Ж.М. Бледнова, В.В. Галкин, Н.А. Проценко

E-mail: procenco_n@list.ru

Предложено новое конструктивно-технологическое решение байпасного устройства (БУ), упругий элемент которого изготовлен из материала с эффектом памяти формы. Приведены результаты расчета упругого элемента, позволившие определить реактивные усилия при срабатывании БУ в случае технологических сбоев.

Ключевые слова: байпасное устройство; литий-ионная аккумуляторная батарея (ЛИАБ); материал с эффектом памяти формы; космический аппарат; упругий элемент; цилиндрическая пружина.

Z.M. Blednova, V.V. Galkin, N.A. Protsenko. Bypass The Device With Use Of Materials With Effect Of Memory Of The Form For Maintenance Of Working Capacity Lithium-Ionic Of Storage Batteries (LIAB) Space Purpose

The new is constructive-technological decision bypass the devices which elastic element is made of a material with effect of memory of the form is offered. Calculation of the elastic element, allowed to define jet efforts is resulted at operation bypass devices in case of technological failures.

Key words: bypass the device; lithium-ionic the storage battery; a material with effect of memory of the form; a space vehicle; an elastic element; cylindrical spring.

В настоящее время в качестве бортовых источников питания космических аппаратов в основном используются никель-водородные аккумуляторы (НВА), имеющие достаточно высокие удельные характеристики и продолжительный срок службы. Однако возрастающие требования к удельным весовым характеристикам источников питания, к увеличению срока активного существования космических аппаратов вызывают необходимость поиска новых более энергоемких источников тока. Наиболее высокоэнергоемкими среди всех перезаряживаемых химических источников тока являются литий-ионные аккумуляторы (ЛИА).

Литий-ионная аккумуляторная батарея (ЛИАБ) космического назначения представляет собой цепь из последовательно соединенных ЛИА (рис. 1). Отказ одного ЛИА влечет за собой отказ ЛИАБ в целом. Причиной отказа ЛИА может стать обрыв цепи, деградация электрохимических групп (увеличение внутреннего сопротивления) и др. Для повышения надежности и безотказности в состав ЛИАБ вводятся байпасные устройства (БУ). В настоящее время используются БУ одноразового действия, что не позволяет осуществить проверку работоспособности изделия во время приемосдаточных испытаний, а следовательно, снижает уровень его надежности. Поэтому разработка БУ для ЛИАБ, обеспечивающих многократное срабатывание и резервирование при снижении массово-габаритных характеристик, является актуальной задачей. Эта задача может быть решена с использованием материалов с эффектом памяти формы (ЭПФ).

Важным направлением прикладных исследований в области применения материалов с ЭПФ является создание на их основе термомеханических силовых приводов. Большие перспективы применения таких приводов имеются при создании устройств, применяемых в конструкции космических аппаратов. В настоящее время наиболее рационально используются материалы с ЭПФ в силовых приводах, в конструкциях захватов, замков, толкателей, саморазворачивающихся антенн, солнечных батарей и т.п. [1].

Настоящая статья — результат разработки конструктивно-технологического решения БУ, обеспечивающего повышенный уровень надежности и ресурса, возможность резервирования при снижении массово-габаритных характеристик ЛИАБ космического назначения за счет использования функциональных материалов с ЭПФ.

Конструктивно-технологические решения. Анализ источников информации показал, что существуют различные конструкции БУ, применяемых в зависимости от электрохимической системы батареи [2]. Байпасные устройства для успешно работающих НВА батарей [3] совершенно не применимы для ЛИА. Для ЛИА применяются электромеханические коммутаторы как с электромагнитным приводом (дистанционный переключатель ДП-1-50 отечественного производства), так и нагреваемые, однократного действия зарубежного производства. У нагреваемых коммутаторов в исходном состоянии контакты разомкнуты и зафиксированы легкоплавкой композицией, исполнение команды на замыкание контактов осуществляется путем подачи питания на нагреватели, которые расплавляют фиксирующий сплав, а перемещение обеспечивает пружина. В России и за рубежом применяется в основном легкая конструкция нагреваемого коммутатора однократного действия.

Проведенный анализ показал, что наиболее рациональными конструктивными элементами для БУ космического назначения являются пружины витые и тарельчатые, обеспечивающие высокоскоростное срабатывание. Нами предложены новые конструктивно-технологические решения с использованием материалов с ЭПФ: байпасный переключатель (БП) [4, 5] с упругим элементом из набора тарельчатых пружин и термомеханический силопривод [6] с упругим элементом в виде двойной цилиндрической пружины, отличительными особенностями которых является возможность резервирования и проверки срабатывания устройства при изготовлении и проведении приемосдаточных испытаний. Предложенная конструкция БУ обеспечивает 30 %-ное снижение массы при обеспечении дублирования коммутирующих контактов. Конструкция БП с упругим элементом из набора тарельчатых пружин, изготовленных из материала с ЭПФ, описана в работе [2].

БП с упругим элементом из двойной цилиндрической пружины представляет собой электромеханическое устройство со спусковым механизмом в виде пружины, изготовленной из сплава с эффектом памяти формы на основе Ti-Ni (рис. 2). Переключатель состоит из корпуса 1 с расположенной в нем рабочей пружиной 7, исполнительного механизма с подвижным контактом 5, неподвижных контактов 2...4, штока 10, удерживающего исполнительный механизм от перемещения, силопривода на основе пружины 8 с ЭПФ, удерживае-

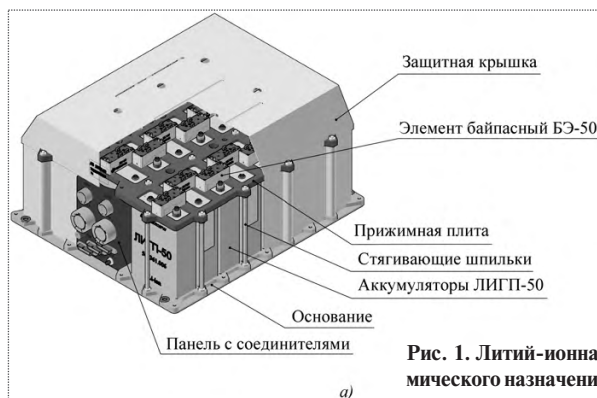


Рис. 1. Литий-ионная аккумуляторная батарея космического назначения (а) и байпасное устройство (б)

мой в сжатом состоянии линейно упругой пружиной 11 (контрэлементом), стакана 9, который служит для передачи усилия от пружин 8 и 11 на шток 10.

При необходимости активации байпасного переключателя на контакты управления 13 подается электрический ток. Происходит разогрев пружины с ЭПФ 8, сопровождающийся фазовыми превращениями. При переходе из мартенсита в аустенит жесткость пружины 8 значительно возрастает, и ее усилия достаточно для преодоления усилия контрэлемента 11 и перемещения штока 10 вниз на 2 мм.

Переместившись вниз, шток 10 освобождает путь движению исполнительного механизма 6 с подвижным контактом 5 под действием рабочей пружины 7. Подвижный контакт вначале замыкает нормально разомкнутый контакт 4, а затем размыкает нормально замкнутый контакт 2. При этом общая цепь соединения аккумуляторов не разрывается в процессе переключения, а промежуток времени от момента замыкания нормально разомкнутых контактов до размыкания нормально замкнутых контактов определяется

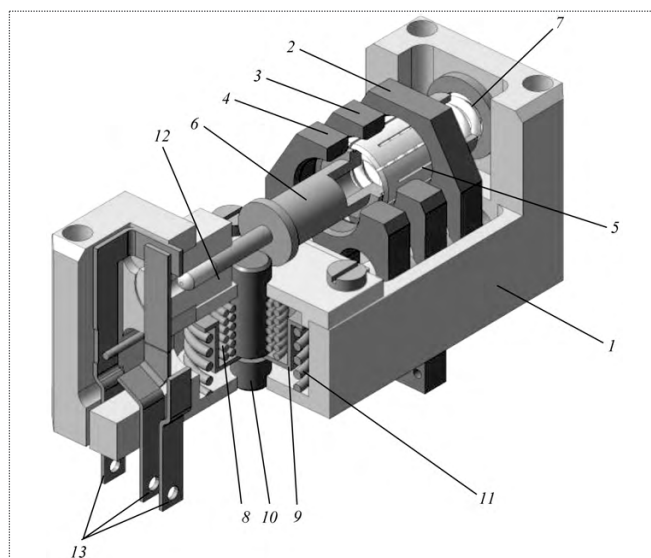


Рис. 2. Конструкция байпасного переключателя с упругим элементом из двойной цилиндрической пружины, изготовленной из материала с ЭПФ

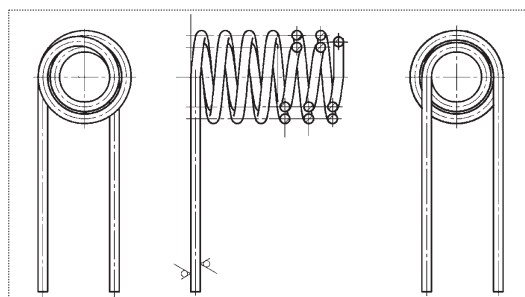


Рис. 3. Пружина из материала с ЭПФ

длиной подвижного контакта 5 и скоростью перемещения. Контакт 5 изготовлен из бериллиевой бронзы, которая после термической обработки обладает хорошими упругими свойствами, что обеспечивает необходимое усилие поджатия контактов в течение всего срока эксплуатации.

Перемещаясь, исполнительный механизм 6 двигает толкатель 12, который обеспечивает размыкание цепи управления, защищает переключатель от перегрева и может выполнять функцию сигнализатора, информирующего о срабатывании БП. После разрыва цепи управления пружина с ЭПФ 8 охлаждается, и в ней происходит обратный процесс перехода из аустенита в мартенсит, пружина становится пластичней, и контрэlement 11 возвращает шток 10 в исходное положение. Это позволяет производить повторное взведение переключателя, необходимое для проведения пробных срабатываний в период изготовления и испытаний БП.

Расчет реактивных усилий в системе, состоящей из витой пружины, изготовленной из материала с ЭПФ, и упругого контртела в виде упругой пружины выполнен по методике [7] в предположении тождественности напряженно-деформированного состояния сплавов с памятью формы в условиях генерации напряжений при нагреве и в условиях обычного нагружения. Это позволило определить максимальное усилие, которое может обеспечить пружина из сплава с ЭПФ без потери способности к полному возврату неупругих деформаций памяти формы, что особенно важно для механизмов многократного пользования. Эскиз пружины из материала с ЭПФ приведен на рис. 3. Учитывая геометриче-

ские размеры пружины и механические свойства материала, определены максимальные генерируемые усилия. Усилие составило: во внутренней пружине 3,2 кгс, во внешней 2,3 кгс. Таким образом, усилие, развиваемое двойной пружиной, составило 5,5 кгс.

Таким образом предложено новое конструктивно-технологическое решение БУ с упругим элементом из материала с ЭПФ на основе Ti-Ni многократного действия, обеспечивающее высокоскоростное срабатывание при снижении массово-габаритных характеристик. Результаты расчета максимальных генерируемых усилий в пружине с ЭПФ вполне достаточны для обеспечения срабатывания БУ. Предложенное техническое решение отмечено дипломом и золотой медалью Международного салона промышленной собственности "Архимед 2009", дипломом и золотой медалью Выставки научно-технического творчества молодежи "НТТМ-2009".

Авторы: С.В. Шишкин, Н.А. Махутов

1. Шишкин С.В., Махутов Н.А. Расчет и проектирование силовых конструкций на сплавах с эффектом памяти формы. М., Ижевск, НИЦ "Регулярная и хаотическая динамика", 2007. 410 с.

2. Бледнова Ж.М., Галкин В.В., Махутов Н.А., Проценко Н.А. Пути обеспечения безопасности и ресурса литий-ионных аккумуляторных батарей космического назначения // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. 2010. № 1. С. 43–54.

3. Патент № 2386196. Никель-водородная аккумуляторная батарея / Авторы: В.В. Галкин, И.В. Горбачева, А.Н. Кардаш, Е.Ф. Корниенко, Ю.М. Шевченко. Приоритет от 02.03.2009. Опубликовано 10.04.2010.

4. Решение о выдаче патента по заявке № 2009101701. Байпасный переключатель / Авторы: В.В. Галкин, Ю.М. Шевченко, Ж.М. Бледнова, Н.А. Проценко. Приоритет от 20.01.09; Опубликовано 27.07.2010.

5. Проценко Н.А., Галкин В.В., Лихоносов С.Д., Шевченко Ю.М. Устройство защиты литий-ионной аккумуляторной батареи // Тез. 2-й Всероссийской конференции "Информационные технологии в авиационной и космической технике-2009". М., МАИ, 2009. С. 36–39.

6. Патент № 2392494. Термомеханический силопривод / Авторы: Ж.М. Бледнова, В.В. Галкин, М.И. Чаевский, И.С. Мышевский, Н.А. Проценко. Приоритет от 25.12.2008. Опубликовано 20.06.2010.

7. Бондарев Е.Н. Об одном методе расчета исполнительного механизма из сплава с памятью формы / Вестник Самарского гос. техн. ун-та. 2002. № 16. С. 194–197.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ по проекту 1.2.1/6803 (2009–2010) "Разработка физико-технологических основ создания высоконадежных электро-механических устройств с использованием материалов с памятью формы для обеспечения эффективной и надежной работы литий-ионных аккумуляторных батарей космического назначения".

Журнал зарегистрирован в Государственном комитете Российской Федерации по печати. Свидетельство о регистрации № 017751 от 23.06.98. Учредитель: ООО "Машиностроение-Полет"

Журнал распространяется по подписке, которую можно оформить в любом почтовом отделении (индекс по каталогу "Роспечать" 48906, каталогу "Пресса России" 29188 и каталогу "Почта России" 60258) или непосредственно в редакции журнала

Перепечатка материалов Общероссийского научно-технического журнала "Полет" возможна при письменном согласовании с редакцией журнала. При перепечатке материалов ссылка на Общероссийский научно-технический журнал "Полет" обязательна

ООО "Издательство Машиностроение" / ООО "Машиностроение-Полет", 107076, Москва, Строминский пер., 4

Редакторы номера О.Г. Красильникова, И.Н. Мымрина, Д.Я. Чернис

Технический редактор Т.И. Андреева. Корректоры Л.И. Сажина, Л.Е. Сонюшкина

Сдано в набор 12.04.11. Подписано в печать 30.05.11. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,44. Зак.362. Свободная цена.

Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ООО "Издательство Машиностроение".

Отпечатано в ООО "Подольская Периодика". 142110, Московская обл., г. Подольск, ул. Кирова, д. 15